Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 7.º

Desmoronamiento final

El declive de la intervención directa de las tropas norteamericanas en Vietnam, forzado por la casi unánime condena mundial, condujo al colapso del Ejército norvietnamita. Pese al continuo apoyo técnico de EE UU, las defensas del Sur se derrumbaron, aun antes del decisivo asalto final.

Los Estados Unidos asumieron un compromiso abierto, político y militar, en la lucha entre Vietnam del Norte y del Sur. Justificado o no, aceptado de grado o forzado por las insistentes peticiones de un aliado débil, ese compromiso les arrastró mucho más allá de lo calculado al principio, y provocó la condena casi unánime de la opinión pública mundial, que juzgó la intervención norteamericana como una guerra imperialista.

Sin entrar en el fondo de las complejas razones que impulsaron a EE UU a intervenir, es obvio que desde el primer momento se cometieron errores graves. Es una norma generalmente aceptada que, cuando se va a emprender una lucha, debe buscarse primero contar con el mayor número posible de elementos favorables, y combatir entonces con todos los medios disponibles. Pues bien, el compromiso norteamericano se inició con todos los elementos en su contra, y utilizó en la lucha tan sólo algunos de los medios de que disponía, siguiendo además unas complicadas reglas políticas que, en general, anularon la eficacia de las acciones militares. En el aire, este defecto se acusó más aún que en los demás terrenos. No sólo las armas utilizadas eran totalmente inadecuadas (no compensaba entonces económicamente, ni compensaría hoy, utilizar cohetes teledirigidos con dispositivos electrónicos, a una velocidad Mach 2, contra un campesino escondido detrás de un árbol y con un bambú afilado en las manos), sino que la norma fundamental de que correspondía a Washington tomar las decisiones en cuanto a los objetivos a batir y a la dirección de la guerra en concreto, fue tan nociva para la efectividad de las Fuerzas Aéreas como la insistencia en respetar zonas y objetivos de la máxima importancia para evitar conflictos con China, la Unión Soviética u otros países.


Los errores trágicos parecían ser una constante a lo largo del compromiso bélico de EE UU en Vietnam. A bordo del USS *Forrestal*, el 29 de julio de 1967 se disparó por descuido un cohete, y el incendio resultante causó un total de 134 muertos y la pérdida de 21 aviones (foto US Navy).



Las armas «inteligentes» se emplearon por primera vez en Vietnam: en la fotografía, el más próximo de los dos McDonnell Douglas F-4D Phantom transporta un par de bombas dirigidas por laser «Paveway», y el más alejado, un contenedor con el laser iluminador (foto USAF).



Civiles norvietnamitas inspeccionan los restos de un Republic F-105 Thunderchief derribado sobre Hanoi el 14 de diciembre de 1966; era el avión derribado número 1 600 (foto Camera Press).

Armas de precisión

El general en jefe de las fuerzas norteamericanas sólo reveló cifras desalentadoras al anunciar algunos resultados estadísticos referentes a los ataques sobre Vietnam del Norte llevados a cabo durante 1967. Las pérdidas económicas totales del Vietnam del Norte se calcularon *grosso modo* en 130 millones de dólares, lo que probablemente era una sobrestimación. Se realizó un total de 122 960 misiones por lo que, según las cifras americanas, cada misión había destruido un promedio de 1 057 dólares. Ahora bien, los costes medios directos de cada misión correspondientes a combustible, recambios y otros artículos consumidos ascendían a 8 400 dólares, sin contar los altísimos costes de personal y munición. Era evidente que había que disminuir el número de misiones e incrementar el empleo de armas de precisión y de aviones provistos de sistemas precisos de disparo.

Se cuenta que alguien preguntó al piloto de un F-111: «¿Disponen ustedes de bombas inteligentes?» La respuesta fue inmediata: «No, pero tenemos aviones inteligentes.» El F-111 era el único avión en la guerra del Vietnam que apenas necesitaba de armamento «inteligente», adjetivo que en este contexto denota un misil teledirigido (o guiado por mecanismos incorporados a su propia estructura) hacia un objetivo preciso, en contraposición con una bomba «irracional» de caída libre. Las armas inteligentes existían ya antes de la guerra de Vietnam, pudiendo citarse en particular el misil Bullpup desarrollado para la Marina norteamericana a principios de los años cincuenta. Consistía básicamente en una bomba de 113 kg, dotada de un receptor de radio y de un sistema de control que movía cuatro pequeñas aletas motorizadas montadas alrededor del morro; el operador, situado en el avión de lanzamiento, se guiaba por un destello brillante en la cola del misil para dirigirlo exactamente en dirección al objetivo «pilotándolo» mediante una pequeña caja de control. En Vietnam se emplearon misiles del tipo Bullpup, aunque presentaban muchos inconvenientes, uno de los cuales era que el avión atacante no podía abandonar el objetivo hasta que el misil hubiera hecho blanco.

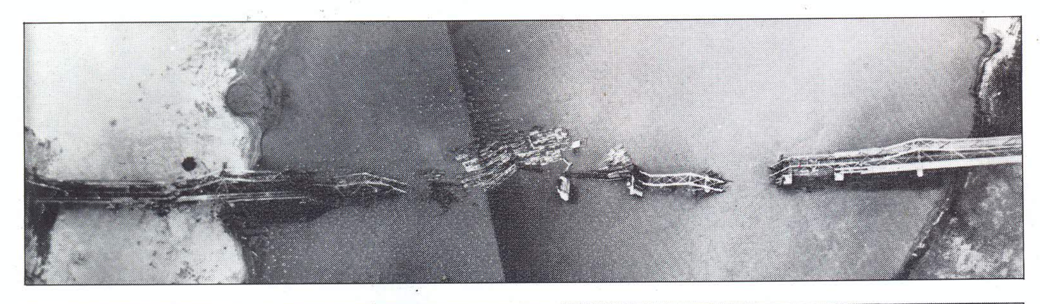
Dirección por laser

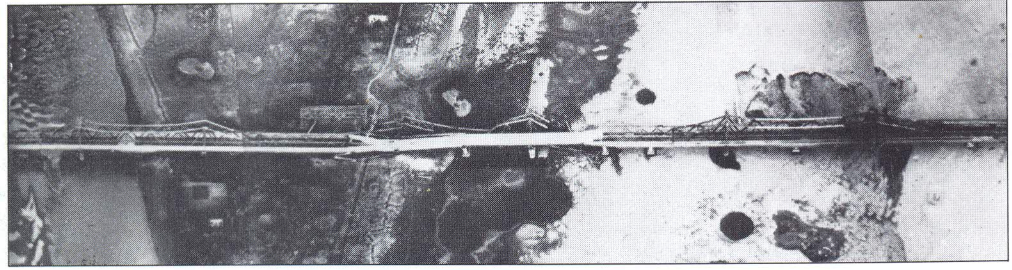
La guerra del Vietnam vio el primer empleo importante de las LGB, bombas dirigidas por rayos laser. En la mayor parte de los casos, como en la serie de armas Paveway tan profusamente empleadas, las LGB consistían en grandes bombas dotadas de una unidad de control. Un pequeño receptor laser alojado en el morro dirigía la bomba automáticamente por medio de una luz laser de longitud de onda adecuada. Esta luz, reflejada por el objetivo, podía provenir de un laser indicador situado en tierra, aunque normalmente era suministrada por un laser dispuesto en el propio avión atacante, o bien en otro avión amigo situado en las proximidades. La precisión de las LGB resultaba sorprendente. Siempre que el objetivo permaneciese iluminado por el rayo laser, la bomba hacía inexorablemente un impacto directo. En las primeras campañas de bombardeo se realizaron más de 700 misiones contra el importante puente del ferrocarril en Thanh Hoa, en las que se perdieron ocho aviones, sin resultados apreciables. El 27 de abril de 1972, cinco McDonnell Douglas F-4E con 907 kg de bombas inteligentes destruyeron el puente en pocos instantes.

Siembra de minas

Haiphong era, con mucho, el punto de acceso más importante para la ingente cantidad de material bélico embarcado hacia Vietnam del Norte pero, hasta 1967, no se permitió minar los accesos al mismo. La primera misión de minado tuvo lugar el 26 de febrero de 1967, a cargo de siete A-6 con base en el USS *Enterprise*, pero no se les permitió arrojar minas en las aguas profundas del puerto, sino sólo en las desembocaduras de algunos ríos determinados. Posteriormente se sembraron otros ríos; en fin, el minado del puerto de Haiphong fue ordenado personalmente por el presidente de EE UU el 8 de mayo de 1972. Con ello se consiguió provocar una conferencia de alto el fuego pero, como consecuencia del tratado, EE UU se comprometió a retirar de nuevo las minas. El primero de los nuevos helicópteros Sikorsky RH-53D (ahora llamados MH-53D), diseñados como contramedida para minas, fue enviado con toda rapidez a Vietnam y pasó semanas enteras dragando el puerto de Haiphong y los estuarios de los ríos, para localizar las minas y hacerlas explotar con fuego de ametralladora.

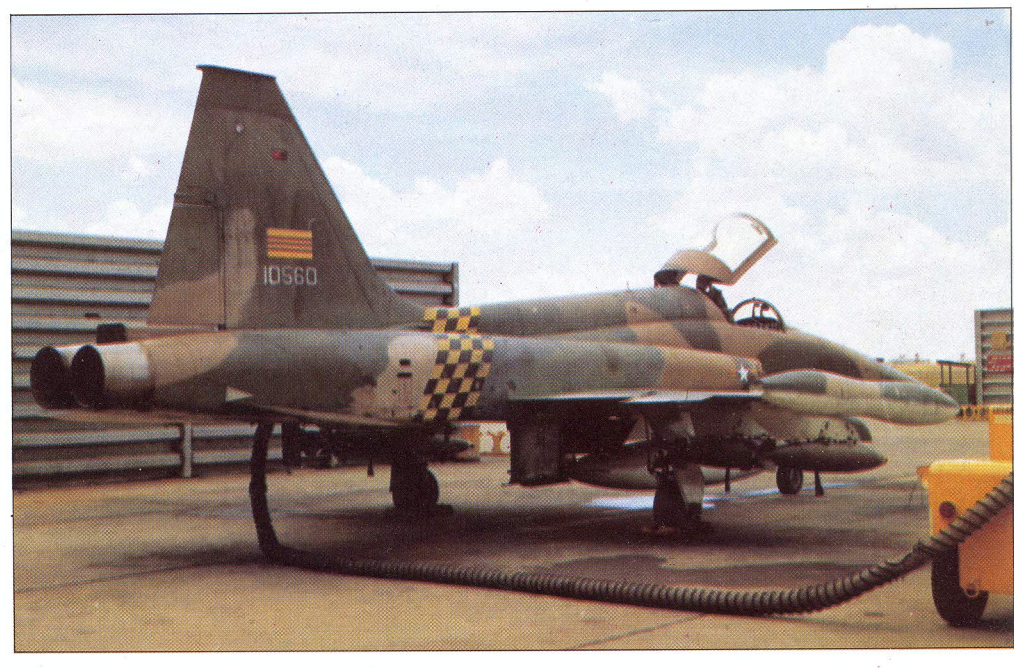
Como amplias zonas del nordeste de Camboya eran utilizadas por las fuerzas del Vietcong como refugio, una de las primeras acciones del presidente Nixon, después de su elección en noviembre de 1969, fue ordenar a los





Antes y después del bombardeo sobre el puente de Paul Doumer, dañado seriamente por los F-105 de las Alas Tácticas de Caza 355 y 388 el 18 de diciembre de 1967; sin embargo, el tráfico a través del río Rojo fue pronto restablecido (foto USAF).

Northrop F-5 Freedom Fighter de las Fuerzas Aéreas survietnamitas; la posesión de este tipo de armas resultaba inútil por la falta de entrenamiento, la corrupción y la apatía reinante (foto USAF).



B-52 el bombardeo de Camboya, de forma clandestina. Se ordenó a las unidades designadas que extendieran juegos completos de documentación falsa, llegando incluso al detalle de falsificar los diarios de las tripulaciones: así, no sólo se ofendió gravemente a los participantes en los bombardeos, sino que además se les convirtió en reos teóricos de un consejo de guerra (ya que es un delito para un servidor público americano el firmar documentos falsos a sabiendas de que lo son). Por lo demás esos ataques, realizados a ciegas, lograron unos resultados muy escasos, y determinaron al mando de EE UU a lanzar sobre Camboya sus fuerzas aéreas tácticas y, posteriormente, una invasión por tierra con apoyo aéreo. Como era de suponer, ello trajo como consecuencia la caída del príncipe Sihanuk, la ampliación de la guerra a la propia Camboya, y a largo plazo la aparición del nuevo estado socialista de Kampuchea.

La vietnamización

La ampliación de la guerra era lo que menos habían deseado los norteamericanos. Nixon no quería comprometerse más en esta guerra, ya que su elección se había debido, en parte, a sus promesas de devolución gradual a sus casas de las tropas norteamericanas. Su plan consistía en sustituir a los soldados de EE UU por tropas survietnamitas bien entrenadas, que utilizarían casi exclusivamente material bélico y equipo americano, liberalmente transferido a las bases de Vietnam del Sur. Esta política recibió el curioso nombre de «vietnamización».

Los principales tipos de aviones implicados fueron los Cessna O-1 Bird Dog, Cessna A-37 Dragonfly, Douglas A-1 Skyraider, Douglas C-47 Skytrain, Lockheed C-130 Hercules, Fairchild C-123 Provider, DH Canada Caribou, Bell UH-1 Iroquois y un único reactor de altas prestaciones, el Northrop F-5 Freedom Fighter. Se montaron grandes escuelas de entrenamiento para intentar instruir a las fuerzas survietnamitas en el empleo de un material bélico que valía millones de dólares; pero la tarea se vio muy dificultada por la extraña creencia, existente entre las fuerzas survietnamitas, de que no era necesario ningún entrenamiento. En el Ejército survietnamita no se valoraba la habilidad, ni la experiencia: lo único realmente importante eran los lazos familiares o las conexiones con personas importantes que pudieran «tirar de los hilos». Los instructores eran en su mayoría oficiales dimitidos de otros cargos por incompetencia o corrupción, y fracasaron todos los intentos de inculcarles afán de lucha o dotes de mando. Por lo demás, el aprendizaje de vuelo tropezó con problemas básicos motivados por prejuicios nacionales y religiosos.

El sabotaje era un problema constante de los aliados: los daños producidos en este depósito de bombas el 4 de febrero de 1967 se debieron a una bolsa con explosivos colocada por un infiltrado del Vietcong (foto USAF).



Un pánico contagioso invadió el Sur cuando los comunistas lanzaron la ofensiva final: aquí un oficial americano derriba de un puñetazo a un vietnamita, en la huida de Nha Trang, en abril de 1975 (foto Popperfoto).

En 1971 parecía completamente imposible la creación de unas Fuerzas Aéreas survietnamitas efectivas, y la administración norteamericana decidió prolongar la participación de su potencial aéreo así como la de, al menos, otros 40 000 soldados, para dar un cierto apoyo al incipiente Ejército survietnamita. Cuando, finalmente, se firmó un alto el fuego, el 27 de enero de 1973, después de los últimos demoledores ataques sobre objetivos del Vietnam del Norte, llevados a cabo por B-52, el compromiso norteamericano tendió básicamente a limitarse al aspecto financiero y de ayuda material. Pero la creciente oposición a la guerra en EE UU se plasmó, en 1974, en el voto de la disminución del programa de ayudas. La consecuencia inmediata fue la reducción del número de escuadrones survietnamitas, de 66 a 55.

El fin llegó con sorprendente rapidez. El plan básico del Norte consistía en preparar ataques importantes contra Vietnam del Sur durante 1975, al objeto de provocar un levantamiento general, coordinado con una ofensiva norvietnamita en 1976. El primer ataque se inició pasada la medianoche del 10 de marzo de 1975; los blindados del general Dung empezaron a desplazarse hacia el este en dirección a Ban Me Thuot, aproximadamente en el centro de la costa survietnamita. La velocidad y potencia del asalto destrozaron en horas las defensas. Cuando Pleiku y Da Nang, que habían sido las bases aéreas tácticas de más tráfico del mundo, se hundieron, empezaron las escenas de pánico: millares de militares y civiles luchaban entre sí para poder escapar por vía aérea, en jeep, a pie, en barcas o incluso nadando.

Evacuación bajo el pánico

Y lo peor aún estaba por llegar. Aunque sobre el papel las fuerzas de Vietnam del Sur eran considerablemente superiores a las del Norte, centenares de miles de personas decidieron que sólo su propia supervivencia era importante. En Hue y Da Nang, unos 105 000 defensores no ofrecieron ninguna resistencia.

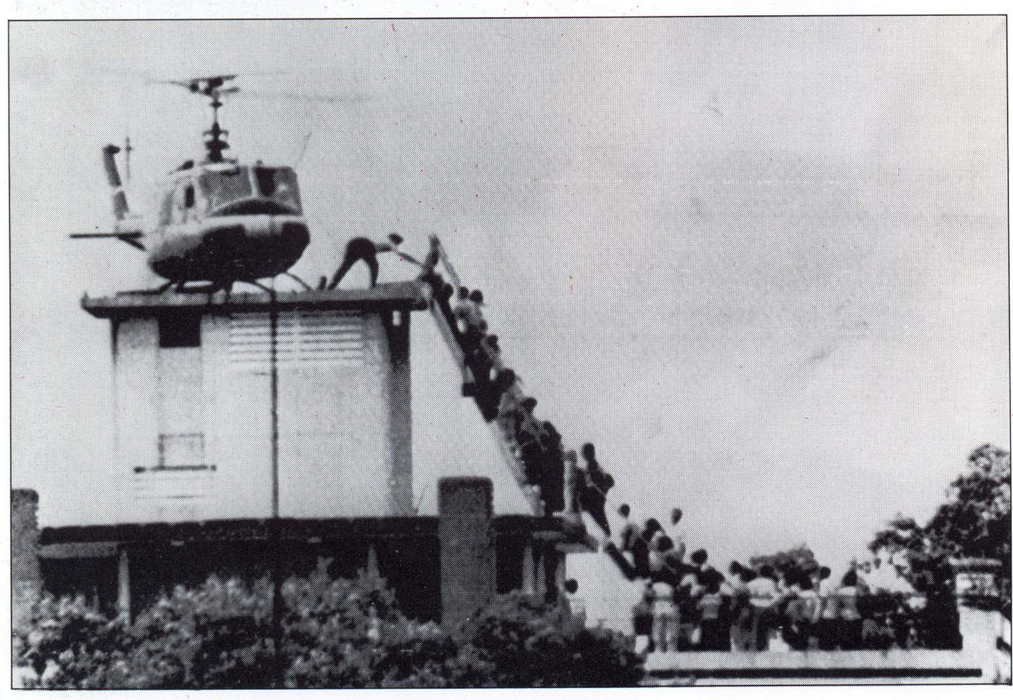
La excusa en la decisiva batalla final fue que el Congreso norteamericano había negado un incremento urgente de las ayudas o de la participación americana, por lo que los survietnamitas se consideraban abandonados.

Mientras en Washington discutían sobre lo que se debía hacer, el 3 de abril de 1975 el comandante de un DC-8 de la World Airways tomó la decisión personal de salir de Saigón con un cargamento de niños huérfanos con destino a EE UU. Finalmente el presidente Ford anunció su consentimiento a que se transportaran por avión refugiados, especialmente niños; sin embargo se comenzó con mal pie pues, al día siguiente, al despegar un gigantesco C-5A Galaxy con 257 niños y sus acompañantes adultos, se abrió una puerta de cola mal cerrada dañando los controles de cola principales, y el avión se estrelló con el resultado de la pérdida de 155 vidas.

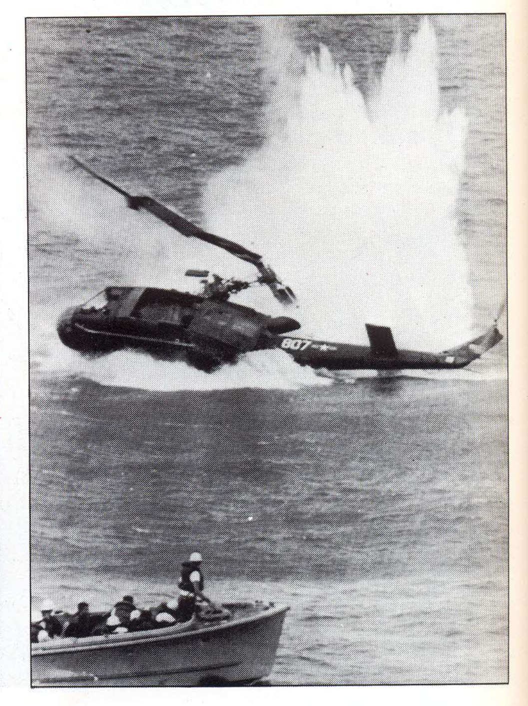
La caída de Saigón

Hacia fines de abril, la evacuación de los refugiados y del personal civil norteamericano degeneró en una huida caótica ya que survietnamitas de todo tipo —incluidos los militares— luchaban por marchar. Durante las 18 últimas horas, a pesar de la anarquía reinante en las calles, se evacuó a 6 422 no americanos, 1 373 civiles norteamericanos y 980 soldados de la Infantería de Marina, llegados para organizar la operación. Hacia el final, se empujaba por la borda de los buques anclados en alta mar los helicópteros ya descargados, para dejar espacio a los que llegaban. En las cubiertas de los portaviones se producía un desordenado tráfico de aviones militares survietnamitas que, a menudo, sólo transportaban a su piloto. El último helicóptero abandonó la azotea de la Embajada americana en la madrugada del 30 de abril de 1975. La guerra había terminado; al día siguiente Saigón se convirtió en Ciudad Ho Chi Minh.

Una hilera aparentemente sin fin de refugiados vietnamitas espera su evacuación en los helicópteros norteamericanos. Un soldado impide las avalanchas hacia el helicóptero (foto Popperfoto).



Sobrecargados de personas y aviones, los portaviones norteamericanos se vieron obligados a hundir gran cantidad de valiosos aparatos a fin de dejar sitio para el aterrizaje de los siguientes (foto Popperfoto).



Sikorsky S-65

El helicóptero pesado más versátil de Occidente, el Sikorsky S-65, entró en servicio para la Infantería de Marina de EE UU en 1966, en funciones de transporte y asalto. Desde entonces se ha adaptado, en versiones con dos o con tres motores, a tareas tan diferentes como transporte VIP, dragaminas y búsqueda y rescate en combate.

A comienzos de la década de los sesenta, Sikorsky Aircraft estudiaba la utilización del rotor y otras partes dinámicas del S-64 Skycrane (Grúa volante), un helicóptero-grúa, en un nuevo gran helicóptero de transporte con un fuselaje apropiado para llevar en su interior pasajeros, tropas o carga diversa. La oportunidad se presentó con el concurso de la Marina de EE UU para un nuevo helicóptero pesado de transporte y ataque para la Infantería de Marina. El 27 de agosto de 1962 Sikorsky fue proclamado vencedor con su S-65, que sería denominado CH-53A Sea Stallion (Garañón marino) por el US Marine Corps. En el diseño se habían combinado muchas de las partes móviles del CH-54/S-64 con un nuevo fuselaje estanco parecido al del popular H-3/S-61 Sea King (Rey marino), pero de mayor tamaño. Los motores no eran los del Skycrane, sino los nuevos General Electric T64, poderosos y compactos turboejes muy similares a una versión ampliada del T58 del mismo fabricante, utilizada en el Sea King.

Durante algunos años, el S-65 tuvo un único tipo, el CH-53A de la Infantería de Marina, pero un helicóptero tan potente y eficiente difícilmente podía dejar de interesar a otros usuarios y producir variantes adicionales. Y así ha sucedido. El CH-53A tenía dos motores, con una potencia total de 5 700 hp; y la versión más reciente, en producción actualmente para la Marina y la Infantería de Marina de EE UU, tiene tres motores que suman 13 140 hp. Pocos aviones modernos se han mostrado capaces de un desarrollo tan impresionante.

Había pocas innovaciones en el CH-53A original. El fuselaje es una estructura de aleación ligera y titanio con revestimiento resis-

Los prototipos YCH-53E, uno de los cuales aparece en la fotografía, han inaugurado la familia de los Super Stallion. Son visibles el tercer motor, instalado a la izquierda de la cabeza del rotor en el lado de babor, así como la extraña cola inclinada (foto Sikorsky).



Muy bien equipado, el HH-53C resultó inapreciable en Vietnam efectuando misiones de largo alcance con blindaje, armamento y sonda de reaprovisionamiento, así como material pesado de asalto o rescate. Previamente las Fuerzas Aéreas de EE UU habían adquirido ocho HH-53B con soportes para depósitos lanzables.

Desde su entrega en 1966, los CH-53D Sea Stallion han efectuado numerosas horas de vuelo sin que aparecieran problemas estructurales. Este ejemplar, asignado al Squadron de helicópteros pesados de la Marina HMH-462 basado en Futenma, Okinawa, va pintado en el esquema usual, enteramente verde, con distintivos de baja visibilidad.

tente, considerablemente mayor que el Sea King, y a pesar de ser estanco y perfectamente capaz de posarse con seguridad en aguas tranquilas, está bien configurado aerodinámicamente y libre del fondo plano de los helicópteros precedentes.

El interior se extiende espacioso y libre de obstáculos casi hasta la cola, acabando en una puerta trasera con rampa de carga capaz de permitir el paso de abultadas cargas o vehículos; y hay una segunda puerta en la parte frontal del lado derecho. Puede adaptarse al interior un sistema de rodillos o paneles deslizables sobre el fuerte piso de metal para facilitar el movimiento de los «pallets» (plataformas de carga) y embalajes pesados; en configuraciones opcionales pueden también instalarse 38 asientos para tropas equipadas para el combate o 24 camillas para heridos, más cuatro asistentes médicos. Una tripulación de vuelo de tres hombres se acomoda en la amplia cabina de mando, con excelente visibilidad total gracias a las superficies transparentes laterales que se extienden hasta el morro para proporcionar visión directa a cada lado del tablero de instrumentos.

El primer prototipo YCH-53A voló el 14 de octubre de 1964, y después de ensayos muy afortunados, en el curso de los cuales se mejoró el sistema de estiba de la carga y se modernizó la aviónica todo tiempo, empezaron las entregas a mediados de 1966. Escasamente seis meses después, el CH-53A llegó a la guerra de Vietnam, donde fue ampliamente utilizado hasta la retirada final de EE UU en la primavera de 1975. A mediados de 1967, la USAF comenzó a recibir un modelo derivado, pedido urgentemente como resultado de su intervención en Vietnam. Otra variante, el helicóptero de transporte pesado HH-53B, pedido por el Servicio de Recuperación y Rescate Aerospacial, era una máquina impresionante, similar al CH-53A pero con motores de 3 080 hp, sonda replegable de reaprovisionamiento en vuelo, depósitos externos lanzables de 2 461 l situados en cortos soportes exteriores de las aletas de balance, y varios montajes de blindaje y armamento. Adiciones posteriores incluían una grúa de rescate e incrementos de la electrónica todo tiempo.



Casi pueden sentirse batir las palas del segundo de los prototipos originales del YCH-53A (BuAer n.° 151614) al elevarse majestuosamente de la pista de la factoría en Stratford en su vuelo inicial, el 14 de octubre de 1964 (foto Sikorsky). Las diferencias con los ejemplares de la versión original fueron mínimas.

El Alegre Gigante Verde

El éxito del HH-53B provocó el inmediato pedido de la USAF de un modelo más específicamente ajustado a sus necesidades, el HH-53C. Estaba provisto de nuevas versiones del motor T64 de 3 435 hp, depósitos lanzables mejorados en nuevos montajes cantilever, y muchas otras innovaciones en el equipo, incluyendo bajo el centro del piso de carga una grúa de 9 072 kg, necesaria para recoger los grandes módulos de mando de los vehículos espaciales Apollo de las aguas oceánicas a su regreso de la Luna. En Vietnam el HH-53 empezó a ser apodado Super Jolly (el Super Alegre) —al más pequeño HH-3 se le llamaba Jolly Green Giant, Alegre Gigante Verde— y a conseguir un palmarés considerable. Junto con los CH-53A de la Infantería de Marina, los HH-53 habían rescatado hacia 1970, no sólo los tripulantes, sino también 1 029 aviones derribados, valorados por lo menos en 600 millones de dólares.

En 1968, un CH-53A con motores de 3 435 hp de potencia unitaria había volado con un peso de 23 542 kg, casi cinco toneladas más del peso máximo admitido, para batir un récord soviético, llevando una carga útil de 12 927 kg. En el mismo año, otro CH-53A fue el primer helicóptero en volar con sistema integrado de aviónica, efectuando un vuelo en rasante por medio de radar, siguiendo automáticamente el perfil del suelo.

Otro logro de 1968 —y no desdeñable dado el impresionante tamaño y peso de la máquina— fue una prolongada serie de toneles y rizos consecutivos durante un programa de pruebas conjuntas Sikorsky/US Navy. En cada uno de los toneles se invirtieron de 5,8 a 7,5 segundos; los rizos, comenzados a 296 km/h, se efectuaron entre 18 y 25 segundos.

A la derecha: los vórtices de las puntas de las palas de este HH-53C de la USAF, con camuflaje táctico, dibujan un anillo, mientras desembarca un equipo de asalto en el Sureste asiático. A diferencia del HH-53B original, esta versión porta dos depósitos externos lanzables en montajes cantilever (foto USAF).



En 1969 Sikorsky entregó un CH-53G a las Fuerzas Armadas de Alemania Federal. Movido por motores T64 de 3 936 hp, el CH-53G fue objeto de un contrato bajo licencia: Sikorsky entregaría los dos primeros ejemplares, los 20 siguientes serían montados en Alemania por VFW-Fokker con componentes estadounidenses, y los restantes 90 del pedido de 112 irían incrementando hasta el 50 % el porcentaje de fabricación alemana. Esta versión más potente tuvo su contrapartida para el Cuerpo de Infantería de Marina de EE UU en el CH-53D, entregado inicialmente en 1969, que tenía motores T64-413 de 3 926 hp y muchas mejoras, incluyendo asientos para un total de 64 ó 55 soldados y un sistema integrado motorizado de estiba de carga con el que un solo hombre podía cargar o descargar al ritmo de una tonelada por minuto. Helicópteros muy parecidos fueron suministrados a Israel para misiones de combate y a las Fuerzas Aéreas Austriacas para misiones de rescate pesado en los Alpes.

Capacidad de carga pesada

En 1970 la Marina de EE UU inició un estudio para utilizar el H-53 como tipo básico para un nuevo Squadron con funciones de dragaminas. Hubo un largo periodo de planificación, que al comienzo preveía un helicóptero con las palas del rotor mejoradas y algunas otras características que fueron eliminadas por la inflación. Para superar la situación, la Marina adaptó provisionalmente 15 CH-53A del Cuerpo de Infantería de Marina a las funciones de dragaminas, utilizando «kits» especiales remolcados que fueron adoptados también por la Infantería de Marina e incorporados (o instalados, en los nuevos ejemplares) a la flota de CH-53D. La versión dragaminas especializada, el RH-53D, más tarde redesignado MH-53D, llegó finalmente a la Marina de EE UU en setiembre de 1973. Transporta un equipo muy amplio así como paravanes remolcados con los que dragar o neutralizar las minas mecánicas, acústicas y magnéticas.

Otro de los programas que ha tenido una larga gestación es el Pave Low III, uno de los abundantes proyectos de la División de Sistemas Aeronáuticos de la USAF consistentes en la colocación de nueva aviónica y otras «cajas negras» para incrementar la versatilidad de combate o la efectividad de los aviones. Pave Low III se planeó en 1970-71 para facilitar a los grandes helicópteros como el HH-53 operar con seguridad de noche o con niebla cerrada sobre cualquier clase de terreno. El primer helicóptero en llevar el sistema despegó de Wright Field en julio de 1975, pero no se incorporaron a la USAF máquinas de producción Pave Low III hasta cerca de cuatro años después. Esta demora provocó tal inflación que sólo ocho Super Jolly pudieron ser convertidos. Denominados HH-53H, estos aerodinos tienen enormes prolongaciones en el morro que contienen guía infrarroja del campo delantero, radar (incluyendo anti-colisión y seguimiento del terreno), navegación inercial y sistemas Doppler de radar, más un generador de símbolos para el presentador de datos de la cabina y una computadora IBM para coordinar el conjunto.

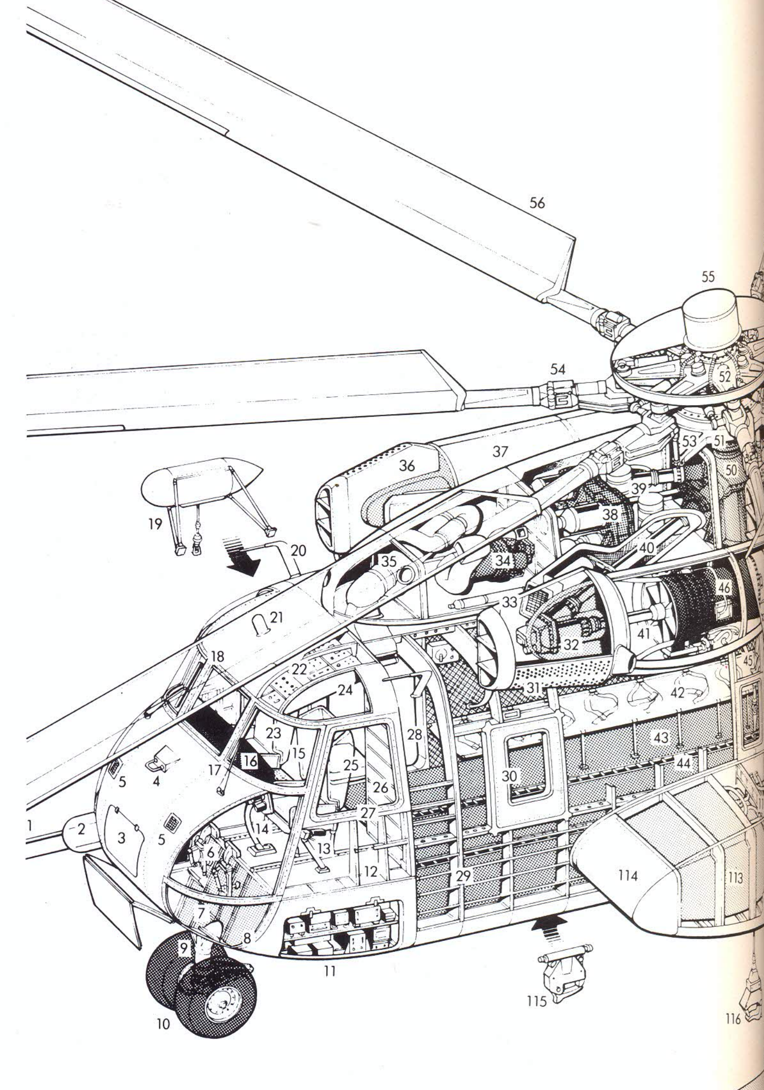
El CH-53E es con mucho el helicóptero occidental de mayor capacidad, y también el último de la serie S-65 hasta el momento. Producido a partir de un requerimiento de la Infantería de Marina de EE UU en 1967, podía haber estado listo cerca de ocho años antes por la mitad del precio actual, si no se hubiesen producido

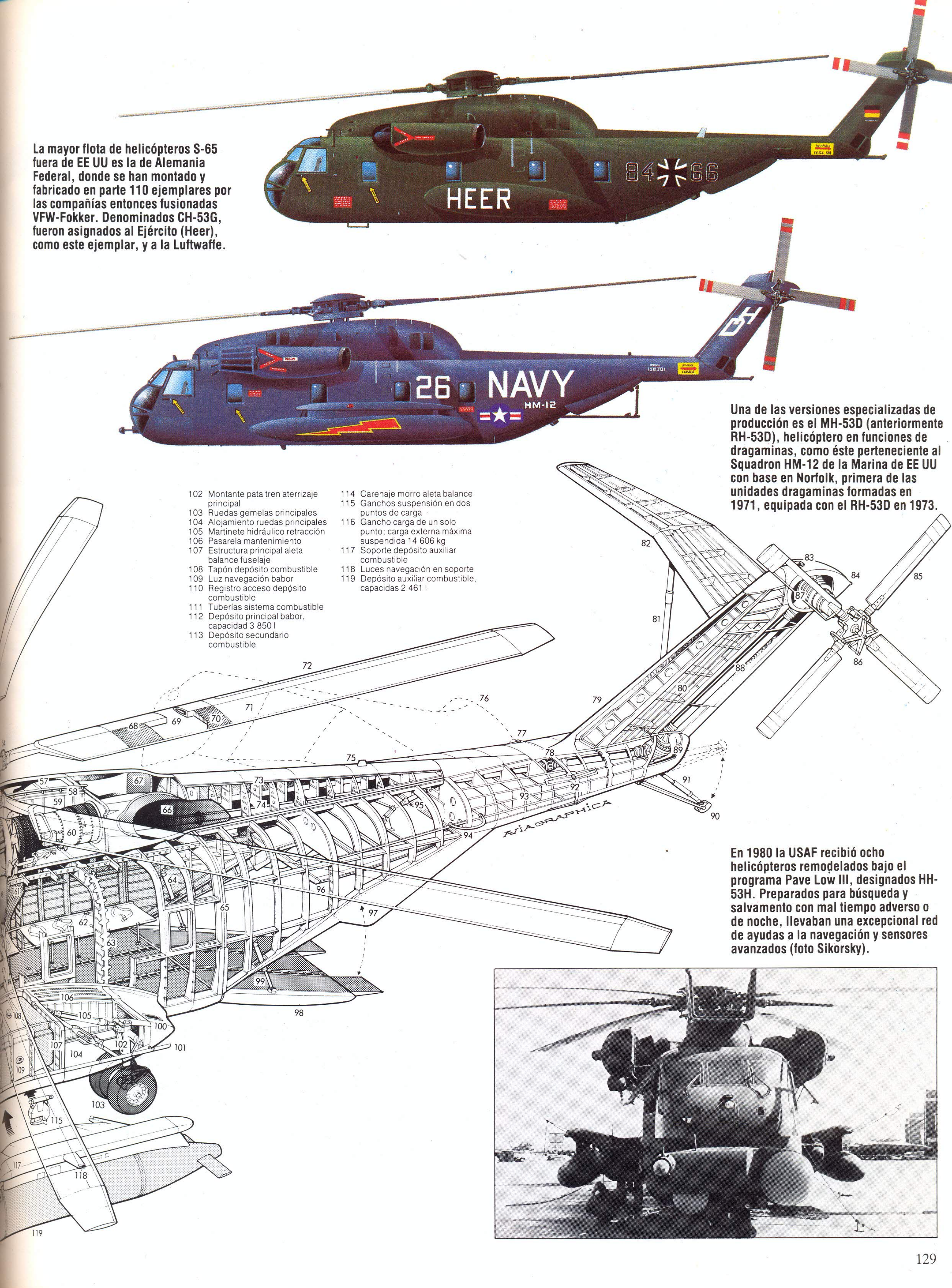


La US Air Force compró el HH-53C para las tareas de apoyo del programa lunar Apollo. Esta máquina (69-5790), con acabado en metal natural y una franja amarilla en la cola, sirvió en el 48.° Squadron aerospacial de la base de Eglin, Florida, durante los lanzamientos y recuperaciones del módulo de mando (foto USAF).

Corte esquemático del Sikorsky CH-53E Super Stallion

1 Sonda reabastecimiento en vuelo, replegable
2 Carenado sonda
3 Registro acceso compartimiento instrumentos
4 Antena trayectoria de descenso
5 Tomas de aire
6 Pedales control guiñada
7 Luz aterrizaje
8 Ventanas visión inferior
9 Pata tren aterrizaje delantero
10 Ruedas gemelas proa
11 Compartimiento electrónico y de radio babor y estribor
12 Piso cabina
13 Palanca control paso colectivo de las palas
14 Palanca control paso cíclico
15 Asiento blindado copiloto
16 Dorso panel instrumentos
17 Limpiaparabrisas
18 Paneles parabrisas
19 Grúa salvamento
20 Tubo pitot
21 Antena UHF
22 Panel control superior
23 Asiento blindado piloto
24 Ventana superior cabina
25 Asiento plegable jefe vuelo
26 Mamparo cabina
27 Panel lateral visión, lanzable
28 Puerta estribor para acceso tripulación
29 Largueros estructura fuselaje
30 Ventana salida emergencia
31 Filtro toma de aire motor
32 Caja engranajes transmisión angular
33 Radiador aceite motor
34 Unidad potencia auxiliar
35 Calefactor cabina
36 Filtro aire estribor
37 Cubierta motor (blindada en la parte inferior)
38 Engranajes auxiliares
39 Depósitos hidráulicos
40 Eje transmisión caja engranajes
41 Eje transmisión motor
42 Asientos plegables, máximo 37 soldados
43 Cubierta carga
44 Guías rodillos
45 Soporte gancho carga
46 Motor turboeje General Electric T64-GE-415
47 Estructura principal fuselaje con soporte caja engranajes
48 Toberas escape
49 Toma de aire motor central
50 Engranajes principales transmisión
51 Placa giratoria control paso palas
52 Mecanismo cabeza rotor
53 Varillas control paso
54 Bisagras plegado palas
55 Carenaje cabeza rotor
56 Rotor principal de 7 palas, diámetro 24,08 m
57 Radiador aceite motor central
58 Asidero para mantenimiento
59 Tabique cortafuegos compartimiento motor
60 Motor central General Electric T64-GE-415
61 Panel revestimiento insonorización
62 Asientos traseros
63 Cuaderna principal fuselaje y tren aterrizaje
64 Martinete hidráulico rampa de carga
65 Cuaderna doble separación
66 Toberas motor central
67 Escapes refrigerador aceite
68 Sección perpendicular pala rotor
69 Larguero titanio con sección en «D»
70 Panel borde de fuga en «nido de abeja»
71 Recubrimiento pala en fibra vidrio
72 Tira antierosión borde de ataque
73 Carenado línea dorsal
74 Eje transmisión rotor cola
75 Antena TACAN
76 Pilón cola en posición replegada
77 Bisagra pilón cola
78 Acoplamiento eje transmisión
79 Borde de ataque en fibra vidrio
80 Estructura deriva, inclinada 20° a babor
81 Montantes reforzados estabilizador
82 Estabilizador horizontal en ala de gaviota
83 Luz anticolisión
84 Luz navegación cola
85 Rotor cola cuatripala, diámetro 6,1 m
86 Mecanismo control paso del rotor cola
87 Engranajes rotor cola
88 Eje final transmisión
89 Engranajes transmisión angular
90 Amortiguador retráctil cola
91 Martinete hidráulico amortiguador
92 Cierres pilón cola plegable
93 Estructura cola
94 Antena localización VOR
95 Martinete hidráulico compuerta superior carga
96 Portalón superior carga, en posición abierta
97 Aletas laterales
98 Portalón carga en posición bajada
99 Martinete hidráulico rampa
100 Luz vuelo en formación
101 Tubería descarga en vuelo combustible





La mayor flota de helicópteros S-65 fuera de EE UU es la de Alemania Federal, donde se han montado y fabricado en parte 110 ejemplares por las compañías entonces fusionadas VFW-Fokker. Denominados CH-53G, fueron asignados al Ejército (Heer), como este ejemplar, y a la Luftwaffe.

Una de las versiones especializadas de producción es el MH-53D (anteriormente RH-53D), helicóptero en funciones de dragaminas, como éste perteneciente al Squadron HM-12 de la Marina de EE UU con base en Norfolk, primera de las unidades dragaminas formadas en 1971, equipada con el RH-53D en 1973.

102 Montante pata tren aterrizaje principal
103 Ruedas gemelas principales
104 Alojamiento ruedas principales
105 Martinete hidráulico retracción
106 Pasarela mantenimiento
107 Estructura principal aleta balance fuselaje
108 Tapón depósito combustible
109 Luz navegación babor
110 Registro acceso depósito combustible
111 Tuberías sistema combustible
112 Depósito principal babor, capacidad 3 850 l
113 Depósito secundario combustible
114 Carenaje morro aleta balance
115 Ganchos suspensión en dos puntos de carga
116 Gancho carga de un solo punto; carga externa máxima suspendida 14 606 kg
117 Soporte depósito auxiliar combustible
118 Luces navegación en soporte
119 Depósito auxiliar combustible, capacidas 2 461 l

En 1980 la USAF recibió ocho helicópteros remodelados bajo el programa Pave Low III, designados HH-53H. Preparados para búsqueda y salvamento con mal tiempo adverso o de noche, llevaban una excepcional red de ayudas a la navegación y sensores avanzados (foto Sikorsky).

Sikorsky HH-53C Super Jolly

Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero de búsqueda y salvamento avanzado
Planta motriz: dos turboejes General Electric T64-GE-7 de 3 925 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar 315 km/h; velocidad de crucero 278 km/h; velocidad máxima de trepada al nivel del mar 631 m por minuto; techo de servicio 6 220 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 3 565 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 310 m; autonomía con dos depósitos de 1 703 l y 10 % de reserva 869 km
Pesos: vacío 10 690 kg; en despegue para una misión 17 344 kg; máximo en despegue 19 050 kg.
Dimensiones: diámetro del rotor principal 22,02 m; diámetro del rotor de cola 4,88 m; longitud del fuselaje (excluida la sonda de reaprovisionamiento) 20,47 m; altura total 7,60 m; superficie del disco del rotor principal 378,10 m^2.

El tríptico muestra uno de los helicópteros HH-53C Super Jolly utilizados con éxito en el Sureste asiático. En la vista frontal se distinguen las luces de navegación, roja a babor y verde a estribor (izquierda y derecha, respectivamente) en las anchas aletas de balance; cuando las tapaban los depósitos externos añadidos, se colocaban luces extras en los soportes. Las cajas grises delante de las tomas de aire son los radiadores de aceite.


JET
INTAKE
RESCUE



No han sido revelados los detalles completos de la compra de helicópteros S-65 por Heyl Ha' Avir (Fuerza Aérea Israelí), pero el número de ejemplares se estima en unos 25. Estos aparatos son básicamente CH-53D equipados para la guerra en el desierto.

Perfectamente distinguible exteriormente, el CH-53E Super Stallion está actualmente en servicio con la Infantería de Marina de EE UU, y pendiente de entregas a la Marina. Sorprendentemente, los «Super» de producción sólo tienen filtro en la entrada de aire del tercer motor (trasero).

tantas dilaciones en el programa. Una de las más importantes se debió al deseo del Departamento de Defensa de EE UU de combinar dos requerimientos del Ejército y la Infantería de Marina en un único modelo. Sikorsky sólo pudo continuar trabajando en el CH-53H, a base de construir a sus expensas un banco de pruebas de sistemas de propulsión para comprobar las partes dinámicas nuevas que deberían formar el núcleo de la nueva versión del S-65. Ese gran aparejo terrestre, que empezó sus trabajos en abril de 1971, incluía el sistema completo de cajas de reducción, ejes, rotores y controles para comprobar la fiabilidad y seguridad del CH-53E, incluso antes de que el primer prototipo pudiese volar.

Super Stallion

En mayo de 1973 Sikorsky pudo comenzar la construcción de dos prototipos YCH-53H, y el primero (mediante un supremo esfuerzo que consiguió rebajar el apretado programa en un mes) voló el 1.º de marzo de 1974. Seis meses después, una pala se desprendió en tierra y el valioso prototipo volcó incendiándose, pero la segunda máquina voló poco después y otra de preproducción, denominada ya Super Stallion, lo hizo en diciembre de 1980. Una persona no demasiado familiarizada con estas máquinas sería incapaz de distinguir a primera vista la nueva versión, pero de hecho es bastante diferente. El rotor principal, que puede desarrollar bastante más del doble de potencia que la primera versión, tiene siete palas en lugar de seis, perfil mejorado, nueva construcción en titanio y fibra de vidrio y secciones de raíz mayores que aumentan el diámetro del rotor. El nuevo eje y los mecanismos de reducción están movidos por tres motores; el extra, colocado directamente detrás de la cabeza del rotor y alimentado a través de una toma situada a la izquierda del pilón del rotor, descarga gases a través de dos toberas gemelas (por lo que este motor no es intercambiable con los otros dos). Las tres tomas llevan filtros todo tiempo mejorados con grandes separadores de partículas. Agrupados al frente del somero y aerodinámico pilón están el radiador de aceite, la unidad auxiliar de potencia y el calefactor de la cabina. El fuselaje es más largo y aerodinámico y una nueva cola proporciona sustentación extra, necesaria a causa de la colocación del tercer motor detrás del centro de gravedad. Originalmente el YCH-53E tenía amplios estabilizadores montados en posición baja, pero el diseño final —que parece el resultado de un topetazo— es una ancha deriva inclinada 20° a la izquierda, con un estabilizador en posición alta en el lado derecho, quebrado por la mitad para recobrar la posición horizontal. Otro cambio obvio es la larga aleta de balance que alberga 3 850 l de combustible y puede llevar depósitos lanzables externos de 2 461 l más.

Producción limitada

Las turbinas del prototipo y de los Super Stallion de preproducción habían sido pedidas originalmente (a bajo precio) por la USAF para el proyectado y después cancelado VH-53F, una flota de helicópteros VIP para altos ejecutivos del gobierno. También se ahorró dinero en los motores para las primeras seis máquinas de producción, comprados originalmente por el Ejército de EE UU para el anulado helicóptero AH-56A Cheyenne, devueltos a la Marina y modificados, con costo mínimo, al estándar T64-415.

Se había previsto inicialmente adquirir por lo menos 70 CH-53E Super Stallion, 30 de ellos para la Marina y otros tantos para la Infantería de Marina, más diez de reserva por el desgaste. Problemas presupuestarios han recortado la compra de la Marina a sólo 18, que sumados a los 33 de la Infantería de Marina, e incluyendo las dos máquinas de preproducción elevadas a nivel operacional estándar, totalizan una fuerza de 53, que estarán totalmente entregados en 1984. En esas fechas tal vez la valía del helicóptero le haya proporcionado nuevos pedidos para la USAF y otros usuarios de exportación. Asimismo, ha habido muchos proyectos para variantes civiles del S-65 bimotor original, como el S-65C de 44 asientos, para el que se fabricó en 1976, con fondos de la NASA, un prototipo de exhibición que realizó pruebas de vuelo con 16 asientos. El programa no obtuvo pedidos de producción, pero sigue en estudio una versión algo mayor, basada en el CH-53 E, pensada para líneas aéreas según proyecto iniciado hace algunos años.

Variantes del Sikorsky S-65

YCH-53A: prototipos para US Marine Corps, motores T64-3, primer vuelo 14 octubre 1964 (2 en total)
CH-53A: Sea Stallion de producción para los Marines, motores Dash-3, -6, -6B o -12 (139 en total, incluidos 15 para US Navy como MH-53A, y 7 para USAF)
RH-53A: ver MH-53A
MH-53A: Sea Stallion dragaminas, 15 ex CH-53A transferidos a US Navy con motor T64-413
HH-53B Super Jolly: versión de búsqueda y salvamento para Servicio Aerospacial de la USAF; primer vuelo 16 de marzo de 1967 (8 en total)
HH-53C Super Jolly: versión mejorada para Servicio Aerospacial (44 en total)
CH-53C Super Jolly: versión de transporte del HH-53 (20 en total)
CH-53D Sea Stallion: versión de asalto mejorada con motor T64-413 para US Marines (126 en total; servidos entre 1969-72)
S-65 (CH-53D): variante para Israel (alrededor de 25)
S-650e: modelo de búsqueda y salvamento para Austria (2 en total)
RH-53D: ver MH-53D
MH-53D Sea Stallion: versión dragaminas para Us Navy, mejorada con motor Dash-415 (total 20)
S-65 (MH-53D): variante del MH-53D estándar para Irán (6 en total, entregados en 1978)
VH-53D Sea Stallion: dos CH-53D convertidos en transportes VIP
YCH-53E Super Stallion: versión mejorada y rediseñada con tres motores para US Marines, primer vuelo 1 de marzo de 1974 (2 en total)
CH-53E Super Stallion: versión de producción de la nueva serie repotenciada, dos de preproducción (primer vuelo 8 de diciembre de 1975) y 49 de posible producción (primer vuelo 13 de diciembre de 1980)
MH-53E Super Stallion: versión dragaminas propuesta para US Navy
VH-53F Super Stallion: propuesta para transporte VIP (cancelados 6 para USAF)
CH-53G: versión de licencia del CH-53C con motores Dash-7 (112 en total para Alemania Federal, la mayoría montados y parcialmente construidos en ese país)
HH-53H Super Jolly: prototipo más ocho HH-53C, optimizados para misiones todo tiempo, para USAF

A-Z de la Aviación

Agusta A 106

Historia y notas

La Agusta, una de las más antiguas compañías de aviación de Italia, fue fundada en 1907, y se introdujo en el campo de los helicópteros al comprar, en 1952, la licencia para la fabricación del Bell 47. Siguieron a este otros contratos de licencia, tanto con la Bell como con la Sikorsky; pero en los últimos años la Agusta ha desarrollado varios diseños propios.

El más pequeño de éstos en llegar a buen fin, aunque sólo en forma muy modesta, el **Agusta A 106,** voló como prototipo en noviembre 1965. A principios de los setenta se inició la producción de una serie corta; aproximadamente cinco aparatos de este tipo fueron operados por el Arma Aérea de la Marina italiana (Marinavia), desde buques del tipo «Impavido», en funciones de lucha antisubmarina, como complemento de otros helicópteros mayores, también para la lucha antisubmarina, tales como los SH-3D, AB 204AS y los AB 212ASW.

El A 106 disponía de un rotor principal de dos palas y de un rotor de cola convencional; podía adaptarse un tren de flotación auxiliar a la estructura del patín, que disponía de ruedas desmontables para su maniobra en tierra.

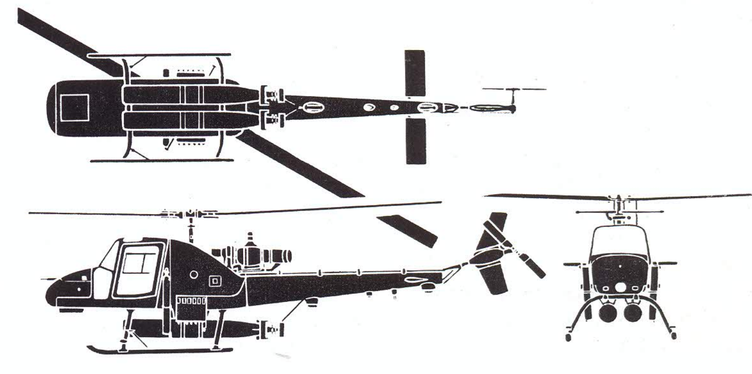
Para las operaciones con poca visibilidad disponía de un amplio instrumental; la compañía Ferranti desarrolló un sistema electrónico de tres ejes para aumentar la estabilidad del A 106, que lo convertía en una plataforma de fuego estable y amortiguaba las perturbaciones exteriores.



El Agusta A 106 fue un fascinante ejercicio de diseño sobre el tema de un helicóptero antisubmarino pequeño pero fuerte; propulsado por un turboeje de escasa potencia, tenía sin embargo una resistencia y una potencia de fuego excepcionales (foto Agusta).

Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero antisubmarino monoplaza para buques
Planta motriz: un turboeje Turboméca-Agusta TAA 230 de 300 hp, reducido a 260 hp
Prestaciones: (con dos torpedos y peso en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 176 km/h; velocidad de crucero 167 km/h; velocidad de ascensión inicial 372 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 000 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 1 150 m; autonomía con carga máxima de combustible interior y exterior 740 km
Pesos: vacío 590 kg; máximo en despegue 1 400 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 9,50 m; longitud girando los rotores 9,50 m; altura 2,50 m; área del disco del rotor principal 70,88 m^2
Armamento: dos torpedos Mk 44, o 10 cargas de profundidad, o (en ataque de superficie) dos ametralladoras de 7,62 mm y 10 cohetes de 80 mm



Agusta A 106.

Agusta A 109A

Historia y notas

El **Agusta 109A** básico resulta notable por ser el primer helicóptero diseñado por Agusta que fue fabricado en grandes series, y en él se resume un análisis especial de mercado que había comenzado en 1965. Inicialmente previsto únicamente para uso comercial, el Agusta A 109 fue proyectado con un solo turboeje Turboméca Astazou XII de 690 hp, pero, principalmente por consideraciones de seguridad adicional, fue rediseñado en 1967 para ser equipado con dos turboejes Allison 250-C14 de 370 hp. El proyecto del modelo **A 109 B** para usos militares fue abandonado en 1969 al darse preferencia a la versión civil de ocho plazas **A 109C Hirundo** (Golondrina), el primero de cuyos tres prototipos voló el 4 de agosto de 1971. No obstante, algunas demoras en las pruebas, alteraciones de menor cuantía y otros factores fueron la causa de retrasos imprevistos, por lo que el primer A 109 de preserie no quedó terminado hasta abril de 1975. Las entregas de los aparatos de serie, llamados A 109A, no comenzaron hasta 1976.

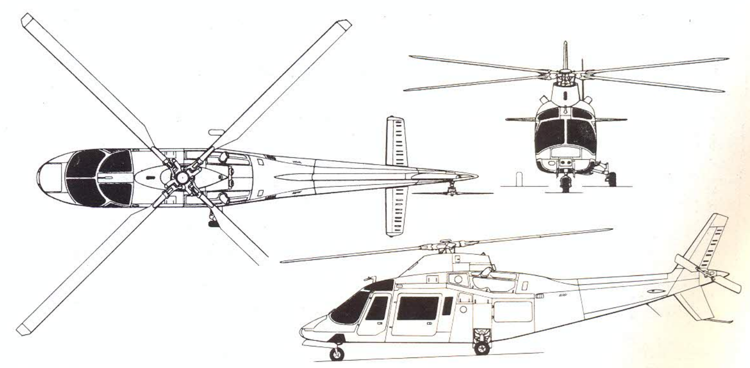
Adicionalmente a la función para la que había sido diseñado como transporte ligero de pasajeros, el A 109A podía ser adaptado para el transporte de carga, como ambulancia aérea, o para misiones de búsqueda y rescate. Demostró ser un gran éxito comercial, y a principios de 1978 el A 109A contaba en firme con unos 250 pedidos y opciones.



Agusta A 109 de la Policía italiana.

Pronto se advirtieron las posibilidades militares del A 109A, y en 1975 Agusta SpA concluyó un acuerdo de colaboración con Hughes Aircraft, fabricante de misiles TOW (para lanzamiento por tubos, seguimiento óptico y guiados por hilo). Las pruebas realizadas por el Ejército italiano en 1976-77 con cinco helicópteros A 109A armados con varios misiles TOW fueron extraordinariamente buenas y dieron como resultado dos variantes militares, para misiones de ataque ligero/antiblindados/apoyo cercano, y para operaciones navales.

La primera versión militar se ofrece en varias opciones: como helicóptero para ataque ligero (dos o tres tripulantes, dos ametralladoras, misiles HOT o TOW, o plataformas para cohetes), equipados para reconocimiento del campo de batalla, observación de la artillería o guerra electrónica, o como puesto repetidor de radio; y como transporte ligero de personal de tro-



Agusta A 109.

pas (piloto más siete plazas), o como ambulancia aérea (dos camillas y dos asistentes médicos). Se incluyen como equipo opcional los asientos blindados para la tripulación y un tren de aterrizaje con flotadores de emergencia. Todas las variantes pueden ser dotadas con sistemas de supresión de infrarrojos.

La versión navalizada del A 109A conserva la misma configuración general, estructura y planta motriz pero ha sido diseñada específicamente para servicio embarcado. Existen variantes para lucha antisubmarina, anti-buque, guerra electrónica, patrulla armada y guardacostas, vigilancia, ambulancia aérea, búsqueda y rescate, y cometidos generales. Además del equipo especializado necesario, el A 109A navalizado se distingue por su autoestabilización de cuatro ejes, radar altímetro, doble mando de vuelo, sistema de navegación automático, y puntos de fijación para su trincado a bordo. Dispone de soportes universales para cargas exteriores, y un tren de aterrizaje fijo. Para la patrulla armada, el A 109A se equipa y arma de acuerdo con las especificaciones del cliente. En su configuración básica de guardacostas está dotado de radar buscador, cámara de TV para bajo nivel lumínico, y una instalación exterior especial para altavoces de alto rendimiento. La variante para búsqueda y rescate está equipada con una grúa operada eléctricamente con capacidad para 150 kg, flotadores de emergencia y radar buscador. El A109A navalizado puede también adaptarse a otras funciones, como la lucha contra incendios, el rescate de aparatos estrellados, o como puesto de mando militar y para enlace. La variante naval A 109A ECM está dotada con pantalla de radar, trazador de rumbo y analizador de emisiones electromagnéticas.



Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero ligero para cometidos generales
Planta motriz: dos turboejes Allison 250-C20B, cada uno con 420 hp en despegue, 385 hp en propulsión continua, y reducidos a 346 hp para su operación en bimotor
Prestaciones: (con 2 450 kg) velocidad máxima 311 km/h; velocidad máxima de crucero 266 km/h; velocidad óptima de crucero 231 km/h; velocidad máxima de ascensión 493 m por minuto; techo de servicio 4 968 m; techo en vuelo estático con efecto de suelo 2 987 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 2 042 m; autonomía máxima 565 km
Pesos: vacío 1 415 kg; máximo en despegue 2 450 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11 m; diámetro del rotor de cola 2,03 m; longitud del fuselaje 10,71 m; altura 3,30 m; área del disco del rotor principal 95 m^2
Armamento: (en versión terrestre) dos ametralladoras de 7,62 mm sobre soportes articulados y dos plataformas para lanzamiento de cohetes XM157 (cada una de ellas con siete cohetes de 70 mm) en la versión básica; entre las armas alternativas se encuentran cuatro misiles HOT o TOW y una Minigun de 7,62 mm operada eléctricamente sobre soporte articulado, o una ametralladora MG3 totalmente automática de 7,62 mm, o una plataforma XM-159C para 19 cohetes de 70 mm, o un lanzacohetes Agusta para 7 cohetes de 81 mm, o un lanzacohetes 200A-1 para 19 cohetes de 70 mm
Armamento: (en versión naval antisubmarino) dos torpedos dirigidos, seis balizas marinas y tren de aterrizaje MAD opcional
Armamento: (en versión naval antibuque radar de larga distancia y gran potencia y, además, AS.12 u otros misiles dirigidos por hilo; posibilidad para distinto equipo naval según misión

Este fue el primero de los cinco helicópteros Agusta A 109 evaluados por el Ejército italiano para funciones de asalto y apoyo cercano a tierra. Tres de ellos fueron dotados con misiles Hughes TOW y sistema de seguimiento (foto Agusta).

Agusta A 129 Mangusta

Historia y notas

La **Agusta A 129 Mangusta** (Mangosta), helicóptero ligero antiblindados desarrollado a partir del A 109A, estaba en evaluación por el Ejército italiano a principios de los ochenta. Emplea la mayor parte de los componentes dinámicos del A 109A, pero se caracteriza por su estrecho fuselaje completamente nuevo provisto de una cabina en dos planos escalonados (el piloto ocupa el asiento superior). Ambas cabinas disponen de controles de vuelo completos, instrumentos y asientos blindados. El blindaje parcial de la cabina ha sido proyectado para resistir el impacto de proyectiles de 7,62 mm.

Propuesto inicialmente en 1973, el diseño fue modificado para, a continuación, llevar a cabo en 1977 pruebas con misiles del tipo TOW. La Agusta tiene firmado actualmente un contrato con el Ejército italiano para el desarrollo de tres prototipos, el primero de los cuales realizó su vuelo inicial en 1981, para permitir una evaluación completa al Ejército italiano, que precisa unos 60 helicópteros ligeros antitanque. Si las pruebas resultaran positivas el A 129 podría entrar en servicio en 1984.



Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero biplaza ligero antiblindados
Planta motriz: dos turboejes Avco Lycoming LTS101-850 de 800 hp, reducidos a 525 hp
Prestaciones: (estimadas con peso en despegue para una misión) velocidad máxima en picado con 28 cohetes 311 km/h; velocidad máxima a 1000 m en vuelo horizontal con ocho misiles TOW 285 km/h; velocidad máxima de ascensión 600 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 400 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 2 700 m; autonomía (en misión antiblindados con reserva para 20 min) 2 h 30 min; autonomía máxima en vuelo de transporte con combustible interno 629 km
Pesos: vacío y equipado 2 257 kg; peso en despegue para misión 3 350 kg; máximo peso en despegue 3 500 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,90 m; diámetro del rotor de cola 2,00 m; envergadura del ala corta 3,10 m; longitud total girando el rotor de cola 12,50 m; altura 3,20 m; área del disco del rotor principal 110,31 m^2

Combinando el sistema dinámico del A 109 con unas líneas de fuselaje más estrechas aunque abultadas por el equipo electrónico incorporado, el helicóptero anti-blindados Agusta A 129 Mangusta dispone además de un potente armamento (foto Agusta).

Armamento: ocho misiles antitanque HOT o TOW, cohetes aire-tierra, sistema de ametralladora Minitat de 7,62 mm

Agusta AZ8-L

Historia y notas

Bajo la denominación **Agusta AZ8-L,** esta compañía proyectó un avión de transporte cuatrimotor de radio medio que pareció lo suficientemente prometedor al ministerio del Aire italiano como para conceder a la compañía un contrato para la construcción de un prototipo: este voló por primera vez el 9 de junio de 1958. Su configuración era de monoplano de ala baja de construcción totalmente metálica; las alas disponían de alerones del tipo Frise, flaps anchos ranurados en el borde de fuga, y recubrimiento antihielo en los paneles exteriores de las alas. Se aplicó un recubrimiento similar a los bordes de ataque de la deriva y el empenaje. El tren de aterrizaje triciclo de tipo retráctil disponía de ruedas dobles en cada pata, y la cabina, provista de aire acondicionado, podía acomodar hasta 26 pasajeros en clase turista. La planta motriz consistía en cuatro motores radiales Alvis Leonides Mk 22 montados sobre barquillas a lo largo del borde de ataque de las alas.

A pesar de haber sido evaluado para su uso civil, así como por las Fuerzas Aéreas italianas, no llegaron a construirse unidades de serie.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte de radio medio
Planta motriz: cuatro motores radiales Alvis Leonides Mk 22, con una potencia cada uno de 540 hp
Prestaciones: máxima velocidad de crucero a 3 000 m, 405 km/h; techo de servicio 7 500 m; autonomía con carga máxima 650 km
Pesos: vacío y equipado 7 620 kg; máximo en despegue 11 300 kg
Dimensiones: envergadura 25,50 m; longitud 19,44 m; altura 6,60 m; superficie alar 66,80 m^2

Agusta CP-110

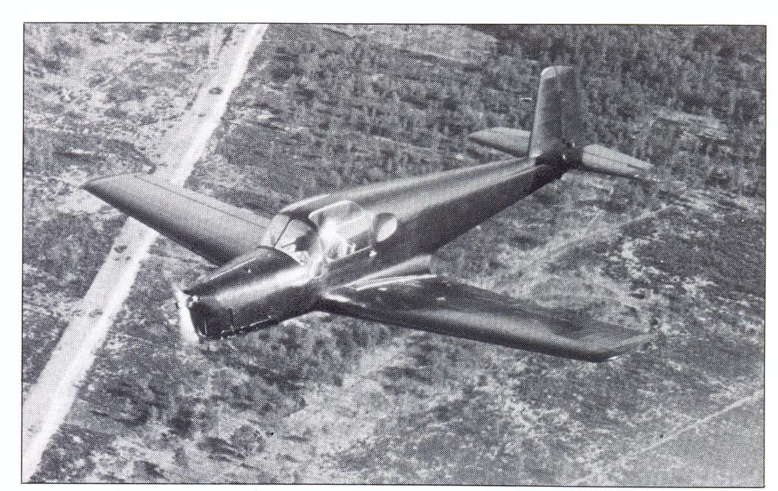
Historia y notas

El 1951 Agusta proyectó un monoplano con capacidad en su cabina para cuatro plazas, que la compañía confiaba resultaría atractivo tanto para uso civil como militar. Se construyó en los talleres experimentales de la Escuela Técnica de Milán un prototipo **Agusta CP-110** totalmente de madera, con recubrimiento de contrachapado. Su configuración era la de un monoplano convencional de ala baja, con tren de aterrizaje triciclo retráctil. Acomodaba a un piloto y tres pasajeros en una cabina cerrada, con amplia visibilidad; los dos asientos delanteros individuales llevaban incorporado doble mando estándar, y existía un asiento posterior para dos pasajeros. La planta motriz consistía en un motor refrigerado por aire de cilindros invertidos en línea Alfa 110ter.

El modelo fue evaluado por las Fuerzas Aéreas italianas, pero no resultó de ello ningún contrato.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano de cabina cuatriplaza
Planta motriz: un motor en lína Alfa 110ter refrigerado por aire, de 145 hp
Prestaciones: velocidad máxima 275 km/h; velocidad de crucero 240 km/h; autonomía 1 000 km
Pesos: vacío 680 kg; máximo en despegue 1 100 kg
Dimensiones: envergadura 10,60 m; longitud 7,30 m



El Agusta CP-110 ha sido un avión ligero europeo más de los que no han logrado introducirse en el lucrativo mercado de este tipo de aviones, casi totalmente dominado por EE UU.

Agusta-Bell AB 102

Historia y notas

Bajo la denominación **Agusta-Bell AB 102,** la Agusta proyectó un helicóptero para transporte de pasajeros de 7/9 asientos, previsto tanto para uso civil como militar. Se le aplicó el nombre Agusta-Bell, dado que la Agusta había empleado en este aparato un sistema de rotor principal bipala de la Bell, completado con una barra estabilizadora situada debajo y en ángulo recto con las palas del rotor. Por lo demás la configuración de góndola y larguero era convencional, y disponía de un rotor antipar montado en la estructura de cola. El tren de aterrizaje era tubular, y la planta motriz consistía en un motor radial Pratt & Whitney R-1340 montado en la cabina posterior. La cabina delantera podía acomodar a un piloto y 7/9 pasajeros; entre las disposiciones alternativas se incluían la de ambulancia con cuatro camillas y asiento para un asistente médico, y una disposición mixta para pasajeros y carga interior. Si se utilizaba en función de helicóptero de carga, podía transportar hasta 880 kg. También podía acoplarse una grúa eléctrica opcional para su empleo en operaciones de búsqueda y rescate.

La producción se limitó a dos helicópteros, que fueron empleados para el servicio de pasajeros para cubrir la línea Milán-Turín.



Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero para cometidos generales
Planta motriz: un motor radial de cilindros Pratt & Whitney R-1340-S1H4 de 600 hp
Prestaciones: (con peso normal en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 177 km/h; velocidad de crucero a 1 830 m, 160 km/h; techo de servicio 3 900 m; autonomía máxima 400 kilómetros
Pesos: vacío 1 810 kg; normal en despegüe 2 725 kg; máximo en despegue 3 026 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,50 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 17,92 m; altura 3,23 m; área del disco del rotor principal 165,13 m^2

El Agusta-Bell AB102 fue en esencia una reelaboración del diseño del poco logrado Bell modelo 48, y apenas consiguió obtener una acogida algo mejor que la de su progenitor americano. Este modelo no consiguió satisfacer ni las especificaciones militares ni las civiles para este tipo de aparato (foto Agusta).

Agusta-Bell AB 204B

Historia y notas

Bajo la denominación **Agusta-Bell AB 204B,** Agusta construyó bajo licencia de la Bell norteamericana un helicóptero de tamaño medio para usos generales, que básicamente era similar a la serie Bell 204B UH-1 Iroquois. Se construyó en series relativamente largas, tanto para uso militar como comercial, suministrándose algunas unidades a las Fuerzas armadas de Austria, Italia, Países Bajos y Suecia. Muchos de estos helicópteros iban propulsados por motores turboejes Rolls-Royce Gnome H.1200.

Además del anterior aparato, que se acomodaba más o menos al estándar del modelo Bell 204B, Agusta desarrolló una versión especial antisubmarina y antibuque, denominada **AB 204AS**. Unidades de este modelo sirven en las Armadas italiana y española, equipadas para operaciones todotiempo y día-noche, y armadas con torpedos Mk 44 o misiles AS 12. Están dotadas de sonar de inmersión y radar buscador, y disponen de un sistema para el control de vuelo que mantiene automáticamente una posición estática de acuerdo con un programa preestablecido.

Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero medio para cometidos generales
Planta motriz: un motor turboeje Rolls-Royce Gnome de 1 250 hp,

reducido a 1 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar y con carga máxima en despegue 148 km/h; velocidad máxima de crucero 135 km/h; autonomía con carga máxima de combustible 410 km
Pesos: vacío 2 090 kg; máximo en despegue 4 310 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,63 m; longitud del fuselaje 12,31 m; altura 4,44 m; área del disco del rotor principal 168,11 m^2



Agusta-Bell AB 204B de la Luftstreitkräfte's Hubschraubergruppe 3 (Ala 3.ª de helicópteros) austriaca, con base en Linz en los años 70.

Agusta-Bell AB 205

Historia y notas

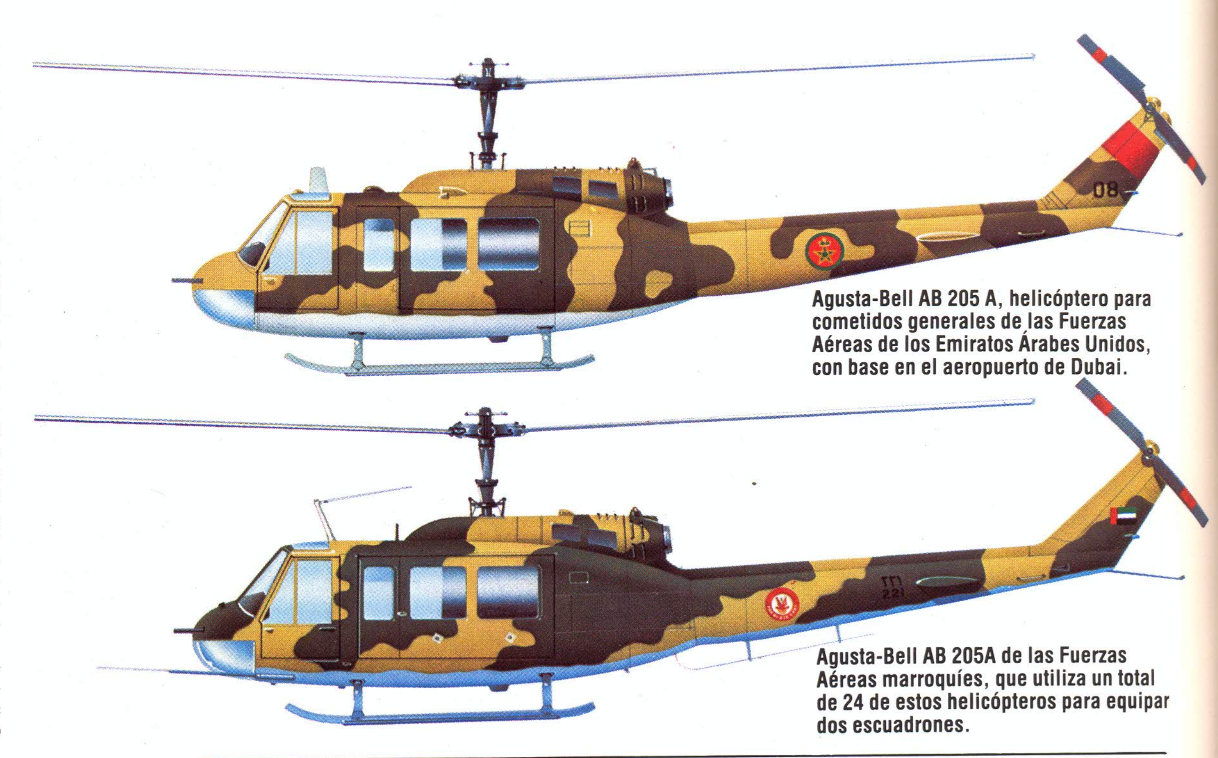
El **Agusta-Bell AB 205** es una variante del modelo Bell 205, fabricado bajo licencia que Bell Helicopter Textron concedió en 1966 a Costruzioni Aeronautiche Giovanni Agusta SpA de Italia. Era similar en líneas generales al modelo Bell 204 anterior, pero con un fuselaje más largo, cabina más amplia, motor más potente y otras mejoras, que le proporcionaban mejores características para el transporte de carga. El prototipo militar Bell modelo 205, el YUH-1D, voló por primera vez el 16 de agosto de 1961, y las entregas a las Fuerzas Armadas de EE UU se iniciaron en otoño de 1963. La versión inicial de serie UH-1D fue sustituida en otoño de 1967 por el estándar UH-1H, al que se instaló un nuevo motor, y esta versión fue la elegida por Agusta para su construcción en Italia bajo licencia.

En su configuración militar básica, el AB 205 corresponde a la serie Bell UH-1D/UH-1H en servicio con las Fuerzas Armadas de EE UU y de otros países. Al igual que su réplica americana, el AB 205 ha demostrado su enorme utilidad como helicóptero para cometidos generales y se ha exportado ampliamente. Está equipado para vuelo nocturno y puede emplearse para transporte de tropas, pasajeros o equipo para evacuaciones en caso de accidente, para rescate y en otros cometidos, así como en apoyo táctico de superficie. De acuerdo con su función, el fuselaje básico puede ser dotado con facilidad de flotadores, patines para la nieve, grúa para el rescate y camillas, o puede equiparse con armamento. Vacía de todos sus complementos, la cabina tiene una capacidad de 6,2 m^3 para el transporte interno de carga.

Una variante para uso civil, denominada **AB 205A-1,** es idéntica al modelo Bell 205A-1 construido desde 1969 por la Agusta bajo licencia, salvo modificaciones de menor importancia. Aparte de ser un poco más larga, la versión construida en Italia está propulsada por el mismo motor de la serie militar AB 205 (T53-L-13B), mientras que el Bell 205A-1 utiliza un subtipo distinto (T53-L-13A) de similar potencia. El AB 205A-1 puede transportar a un piloto y 14 pasajeros (o bien una carga comercial equivalente) y ha sido proyectado para su rápida conversión para otros cometidos: transporte de carga aérea, grúa aérea (con capacidad para 2 268 kg), ambulancia (seis camillas más una o dos plazas para asistentes médicos), helicóptero de rescate, o transporte para ejecutivos.

Especificaciones técnicas

Agusta-Bell AB 205
Tipo: helicóptero civil/militar de cometidos generales y 15 plazas
Planta motriz: un turboeje Avco Lycoming T53-L-13B de 1 400 hp, reducido hasta 1 250 hp en el despegue
Prestaciones: (con carga de despegue normal) velocidad máxima a nivel del mar 222 km/h; velocidad de crucero 212 km/h; velocidad de ascensión inicial 548 m por minuto; techo en vuelo estático con efecto de suelo 5 180 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 3 350 m; autonomía máxima con los tanques estándar y sin reserva, 580 km; duración máxima del vuelo sin reserva, 3 h 48 min
Pesos: vacío 2 177 kg; normal en despegue 3 680 kg; máximo en despegue 4 309 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,72 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 12,77 m; altura 4,48 m; área del disco del rotor 170,16 m^2
Usuarios: (militares) Irán, Italia, Marruecos, Arabia Saudí, España, Turquía, Uganda, Emiratos Arabes Unidos, Zambia y otros



Agusta-Bell AB 205 A, helicóptero para cometidos generales de las Fuerzas Aéreas de los Emiratos Árabes Unidos, con base en el aeropuerto de Dubai.

Agusta-Bell AB 205A de las Fuerzas Aéreas marroquíes, que utiliza un total de 24 de estos helicópteros para equipar dos escuadrones.

Agusta-Bell AB 206 JetRanger

Historia y notas

El modelo original Bell 206 había sido proyectado para cumplir con las especificaciones del Ejército norteamericano y voló en forma de prototipo (como OH-4A) el 8 de diciembre de 1962. El subsiguiente modelo 206A fue construido en versión tanto comercial como militar, como OH-58A Kiowa, para el Ejército norteamericano, y TH-57A SeaRanger, helicóptero de entrenamiento para la Marina americana. Las variantes civil y militar eran similares en general, a excepción de los rotores principales de mayor diámetro y de cambios internos y en el equipo, demostrando ser extremadamente eficiente en servicio. Su fabricación en EE UU finalizó en 1972. Las relaciones sociales establecidas desde largo tiempo antes continuaron con la concesión de la licencia de fabricación a Agusta SpA en 1966, con lo que el primer helicóptero comercial **Agusta-Bell AB 206A JetRanger** estuvo finalizado a fines de 1967. Aparte de muy pequeñas modificaciones de detalle, estas máquinas eran similares a su réplica americana, y estaban propulsadas por motores turboejes Allison 250-C18. La fabricación del modelo mejorado Bell 206B JetRanger II se inició en 1971 y fue seguida en 1972 por la del **Agusta-Bell AB206B**, propulsado por motores Allison 250-C20. La nueva versión era una afortunada combinación de la misma célula con un motor más potente, y permitió mejorar las prestaciones, especialmente en condiciones de grandes altitudes y calor, con sólo un pequeño incremento en el peso. Las variantes militares fabricadas en paralelo, el **AB 206A-1** y **AB 206B-1 JetRanger II,** corresponden a la serie Bell OH-58A Kiowa. Se diferencian por sus rotores principales de mayor diámetro, célula reforzada en determinados puntos y diferente equipo. Las variantes militares también se caracterizan por disponer de puertas adicionales en la cabina. Aunque se ha previsto la posibilidad de montar una ametralladora central articulada, la mayor parte de los helicópteros militares JetRanger de construcción italiana se emplean para otro tipo de misiones, tales como lucha antisubmarina/antibuque (especialmente en Suecia), comunicaciones, transporte de carga (máximo 1 520 kg transportados en el exterior), rescate y ambulancia.

Las series AB 206A y AB206B se han exportado con profusión con destino a usuarios civiles y militares, y a menudo han incorporado modificaciones necesarias para cumplir con las especificaciones locales. Así, los AB 206A entregados a Suecia (la designación militar sueca es HKP 6) se caracterizan por estar dotados de un tren de aterrizaje alargado y soportes para armamento situados bajo el fuselaje.

El modelo Bell 206L LongRanger, con mejoras de gran importancia, apareció en setiembre de 1974. Proyectado como helicóptero ligero de siete plazas para cometidos generales, era un desarrollo del JetRanger II propulsado por un motor Allison 250-C20B reducido de potencia. El fuselaje alargado permite obtener un gran espacio para carga (máximo 907 kg), y tiene un nuevo rotor. Su empleo en misiones militares queda limitado al transporte ligero para personal y carga, rescate y ambulancia. La variante construida por Agusta, similar en líneas generales, se denomina **AB 206L LongRanger**.

El último desarrollo de esta serie, el modelo Bell 206B JetRanger III, también está propulsado por un motor turboeje Allison 250-C20B, pero tiene el mástil del rotor de cola más largo y mejorado, así como otras modificaciones de detalle. Con estas mejoras, el JetRanger III obtiene un techo en vuelo estacionario más amplio y, en general, mejores prestaciones a gran altura. Las entregas de las unidades de serie del **AB 206 JetRanger III** construido por Agusta se iniciaron a principios de 1978.

Especificaciones técnicas
Agusta-Bell AB 206A-1 JetRanger I
Tipo: helicóptero ligero de cinco plazas para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Allison 250-C18 de 317 hp
Prestaciones: (con 1 360 kg) velocidad máxima al nivel del mar 211 km/h; velocidad de crucero 204 km/h; velocidad de ascensión inicial 475 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 050 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 1 825 m; autonomía máxima con combustible estándar y sin reservas 592 km; duración máxima del vuelo con combustible estándar
Pesos: vacío 682 kg; máximo en despegue con carga interna 1 360 kg; máximo en despegue con carga externa 1 519 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,77 m; longitud del fuselaje 9,85 m; altura 2,91 m; área del disco del rotor principal 91,10 m²
Usuarios: (militares) Irán, Italia, Arabia Saudí, España, Suecia, Turquía y otros



Los Bell 206 JetRanger y LongRanger han sido construidos bajo licencia por Agusta con la designación de AB 206 (foto M. J. Hooks).

Agusta-Bell AB 206B-1 JetRanger II
Tipo: helicóptero ligero de cinco plazas para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Allison 250-C20 de 400 hp, reducido a 317 hp
Prestaciones: (con 1 452 kg) velocidad máxima al nivel del mar 222 km/h; velocidad de crucero 214 km/h; velocidad inicial de ascensión 414 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 660 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 2 440 m; autonomía máxima con combustible estándar y sin reservas 673 km; duración máxima del vuelo con combustible estándar
Pesos: vacío 682 kg; máximo en despegue con carga interna 1 452 kg; máximo en despegue con carga externa 1 519 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,77 m; longitud, girando los rotores, 11,94 m; altura 2,91 m; área del disco del rotor principal 91,10 m²
Usuarios: (militares) Irán, Italia, Arabia Saudí, España, Turquía, Uganda y otros

Agusta-Bell AB 212

Helicóptero antisubmarino Agusta-Bell AB 212ASW del Arma Aérea de la Armada italiana, la Marinavia.

Historia y notas
El helicóptero de transporte para cometidos generales bimotor **Agusta-Bell AB 212** básico es, en esencia, el Bell modelo 212 Twin Two-Twelve, fabricado bajo licencia por Agusta SpA, en Italia. Las entregas de la versión de fabricación italiana se iniciaron a fines del otoño 1971.

El Bell modelo 212 derivaba del modelo 205, del que se diferenciaba principalmente por disponer de dos motores turboejes acoplados a una única caja reductora, que movía tanto el rotor principal como el de cola. Entre otros cambios pueden citarse la mejora general de su dinámica, estructura y sistemas. Desarrollado inicialmente en 1968-69 para cumplir unas especificaciones canadienses, este diseño fue adoptado también por las Fuerzas Armadas de EE UU como UH-1N, y posteriormente se destinó a la exportación. Su versión comercial paralela es el Bell modelo 212 Twin Two-Twelve, que se diferencia únicamente en la disposición interna, equipo, y en algunos detalles de sus prestaciones: esta fue la versión objeto del contrato de fabricación bajo licencia firmado inicialmente con Agusta.

El AB 212 estándar transporta un piloto y hasta 14 pasajeros, pero su cabina puede ser fácilmente adaptada para otros cometidos, entre los que se encuentra el transporte de ejecutivos. Al igual que su réplica norteamericana, el AB 212 está previsto para su transformación para estos cometidos alternativos, con juegos opcionales a disposición de los requerimientos del cliente. Entre estos cabe mencionar una grúa para rescate, un gancho para carga exterior, depósitos auxiliares exteriores, y tren de aterrizaje con flotadores o para la nieve. La cabina puede también convertirse en ambulancia con espacio para seis camillas y dos asistentes médicos. Los aparatos de serie están bajo un continuo régimen de mejora y de adaptación a nuevos requisitos. A principios de 1978 se habían entregado ya más de 80 AB 212, hallándose bajo pedido otros, para usuarios italianos y varios clientes militares y comerciales extranjeros.

El desarrollo de la versión **AB 212ASW** se inició a fines de 1972; el proyecto recogía la experiencia obtenida por el considerable número de operaciones navales llevadas a cabo con el monomotor AB 204AS. El AB 212ASW está previsto para una amplia gama de operaciones marítimas, desde las antisubmarinas y antibuque (búsqueda y ataque) hasta las de patrulla guardacostas, búsqueda y rescate, y suministro vertical a buques en alta mar. Por medio de cambios de las instalaciones internas el AB 212ASW puede convertirse en helicóptero para transporte de tropas y fuego de apoyo, o en ambulancia aérea; también puede ser empleado para enlaces y en cometidos de contramedidas electrónicas. Al igual que su predecesor más ligero, el AB 212ASW ha sido diseñado para operar desde pequeñas plataformas a bordo de buques. Aparte de algún refuerzo, del radomo y de los puntos de fijación para sujeción en cubierta, el fuselaje del AB 212ASW es en esencia el mismo que el del AB 212 comercial, con protección contra la corrosión marina. Los cambios principales son interiores. En función de la misión, la tripulación puede ser de tres o de cuatro personas (uno o dos pilotos y operadores del radar/electrónica). El AB 212ASW lleva un instrumental completo para operaciones marítimas diurnas y nocturnas en todo tiempo; su electrónica (en su aplicación antisubmarina) incluye un radar buscador altamente selectivo, sonar y otros equipos. Una pantalla especialmente diseñada situada en la cabina muestra al piloto, o pilotos, todos los parámetros para cada una de las fases de las operaciones antisubmarinas, y en el proyecto se ha tenido en cuenta la eventual instalación de un futuro equipo de radar y de sistemas avanzados de contramedidas electrónicas. Provisto de un sistema especial de radar de búsqueda y de transmisión de datos del objetivo, el AB 212 ASW puede ser también empleado como guía pasiva para el lanzamiento de misiles tierra-tierra.

En otros cometidos el AB 212 ASW puede ser equipado con un gancho para carga exterior con capacidad para 2 270 kg, una grúa para rescate de 270 kg, pontones hinchables de emergencia, y depósitos auxiliares interiores y exteriores para combustible.

Acabado en 1972, el prototipo del AB 212 ASW fue evaluado por la Marina italiana a lo largo de 1973 y entró en servicio en 1976. Actualmente está en producción para cumplimentar pedidos de la Marina italiana y de varios clientes extranjeros.

Especificaciones técnicas
Agusta-Bell AB 212
Tipo: helicóptero de transporte de 15 plazas para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje acoplado Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6T-3 Turbo Twin Pac de 1 290 hp, reducido a 1 130 hp para funcionamiento continuo
Prestaciones: (con 4 536 kg) velocidad de crucero al nivel del mar 204 km/h; velocidad inicial de ascensión 567 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 960 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 3 020 m; autonomía máxima con combustible estándar y sin reservas 495 km
Pesos: vacío 2 630 kg; máximo en despegue 5 080 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,63 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 14,02 m; altura 4,40 m; área del disco del rotor principal 168,15 m²
Usuarios: (militares) Argentina, Austria, Italia, Alemania Occidental

Agusta-BellAB 212ASW
Tipo: helicóptero naval medio de tres o cuatro plazas, antisubmarino, antibuque y para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje acoplado Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6T-6 Turbo Twin Pac de 1 875 hp, reducido a 1 290 hp
Prestaciones: (con 5 070 kg) velocidad no sobrepasable 240 km/h; velocidad máxima al nivel del mar 196 km/h; velocidad máxima de crucero con armamento 185 km/h; velocidad máxima de ascensión 396 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 200 m; techo en vuelo estático

sin efecto de suelo (con 4 763 kg) 396 m; duración media de búsqueda, con torpedos Mk 46,3 h 12 min; duración de búsqueda en misión antibuque 615 km; duración máxima del vuelo con depósitos auxiliares 5 h
Pesos: vacío 3 420 kg; en despegue, con dos torpedos Mk 46, 5 070 kg; en despegue, con misiles AS 12, 4 973 kg; en despegue para misión de rescate 4 937 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,63 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 14,02 m; altura 4,40 m; área del disco del rotor principal 168,15 m^2
Armamento: (en cometido antisubmarino) dos torpedos Mk 44 o Mk46, (en misión antibuque) hasta cuatro misiles AS.12
Usuarios: Irán, Italia, Perú, España, Turquía, Venezuela y otros



El prototipo civil de exhibición Agusta-Bell AB 212ASW da una idea sobre el amplio equipo instalado en este modelo: radar de seguimiento, torpedos y gran cantidad de otros aparatos, entre los que se incluye el sonar (foto Agusta).

Agusta-Sikorsky: ver Sikorsky

Ahrens AR 404

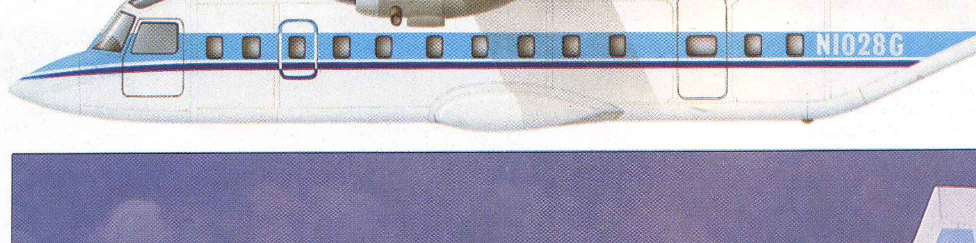
Historia y notas

El prototipo del cuatrimotor **Ahrens AR 404,** transporte para cometidos generales, voló por primera vez en Oxnard, California, el 1 de diciembre de 1976, al cabo de menos de dos años de iniciarse su diseño. Se llevaron a cabo planes para su fabricación en Puerto Rico, cediendo el gobierno local los fondos para el proceso de homologación y para la fabricación de un pedido inicial de 18 aviones. El primero de estos aviones, construido enteramente en Puerto Rico, voló el 26 de octubre de 1979, uniéndose al prototipo en el programa para la obtención de la homologación bajo las reglas FAR 25. Esta homologación es esperada para enero de 1982.

Los planes de producción de la Ahrens, en caso de homologación satisfactoria, prevén la entrega de 12 a 16 aviones en 1982, seguidos de 24 a 30 aviones en 1983. Se han recibido en la compañía ya más de 100 cartas con propuestas de compra, y se han adjudicado ya plazos de entrega provisionales. Más de la mitad de la producción prevista es para usuarios norteamericanos, y el resto clientes de todas las partes del mundo.

Se prevén dos tripulantes en la cabina de mando, más un máximo de 30 pasajeros en una configuración de 2 + 1, separados por un pasillo central. El equipaje será transportado en un contenedor posterior de 4,53 m^3. En su cometido de transporte de carga, el AR 404 podrá transportar cuatro contenedores estándar D-3. En el fuselaje posterior se ha previsto una puerta, una de cuyas secciones sirve de rampa para la carga. Esta puerta es operable en vuelo, permitiendo la descarga de suministros.

El prototipo del Ahrens AR 404 fue diseñado por una compañía estadounidense, y ampliamente financiado por el Gobierno de Puerto Rico.





El Ahrens AR 404 es un diseño estudiado cuidadosamente, que combina la utilidad y la versatilidad con unos costes operacionales bajos. Su fuselaje puede acomodar pasajeros o carga (sobre «pallets» o en contenedores) y la carga/descarga queda facilitada por su rampa trasera (foto Austin J. Brown).

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte de pasajeros, o para cometidos generales, de 30 plazas
Planta motriz: cuatro turboprop Allison 250-B17B de 420 hp
Prestaciones: velocidad máxima a 1 525 m, 352 km/h; velocidad de crucero, a 1 525 m, 314 km/h; techo de servicio 5 500 m; autonomía 2 234 km
Pesos: vacío 4 309 kg; máximo en despegue 7 938 kg
Dimensiones: envergadura 20,12 m; longitud 16,08 m; altura 5,64 m; superficie alar 39,20 m^2

Aichi B7A Ryusei

Historias y notas

La necesidad de un gran torpedero bombardero en picado embarcado en nuevos y mayores portaviones fue el motivo de que la Armada Imperial Japonesa preparase en 1941 las especificaciones técnicas correspondientes a un avión que sustituyese al Nakajima B6N y al Yokosuka D4Y. Dado que estas especificaciones preveían una carga interior de bombas de hasta 500 kg o el transporte de 800 kg de torpedos en el exterior, con altas velocidades y una gran autonomía, resultaba esencial un motor de gran potencia. La Armada seleccionó uno que, virtualmente, era un motor experimental para este cometido: el Nakajima Homare 11 radial de doble línea, que desarrollaba 1 800 hp.

Aichi empezó a trabajar sobre estas especificaciones y su prototipo **AM-23** voló a mediados de 1942. Este gran avión, llamado entonces **Bombardero experimental 16 Shi de ataque para portaviones de la Armada (Aichi B7A1),** era un monoplano de ala media con una configuración en diedro negativo, disposición elegida para que las patas del tren de aterrizaje retráctil con rueda de cola, montadas en los «codos» de cada ala, fueran lo más cortas posible. Una sección de cada uno de los paneles exteriores de las

alas se doblaba para su almacenamiento o transporte. El fuselaje y la cola eran de tipo convencional; el primero disponía de acomodo para una tripulación de dos personas. Como era previsible, la combinación de problemas relativos al fuselaje, más los inconvenientes de la puesta en marcha del nuevo motor, supusieron casi dos años hasta que el modelo pudo ser puesto en producción bajo el nombre de **Bombardero de ataque para portaviones de la Armada Ryusei** (Estrella que dispara), o **Aichi B7A2.** Aparte de 9 prototipos B7A1, la Aichi solamente acabó 80 unidades hasta el momento en que su factoría quedó destruida, en mayo de 1945, a causa de un importante terremoto: el Arsenal Naval del Aire, en Omura, construyó 25.

Cuando entró en servicio este avión, que fue llamado por los Aliados por el nombre en clave «Grace», la Armada japonesa ya no disponía de ningún portaviones desde el que pudiese operar; por ello tuvo que ser empleado de forma limitada desde bases terrestres.

Variantes

Aichi B7A2 Experimental: único ejemplar de B7A2 propulsado por un motor radial Nakajima Homare 23 de 2 000 hp

Aichi B7A3: versión en proyecto, que tenía que haber sido propulsada por un motor radial Mitsubishi MK9A de 2 200 hp

Especificaciones técnicas

Aichi B7A2

Tipo: bombardero en picado y torpedero embarcado

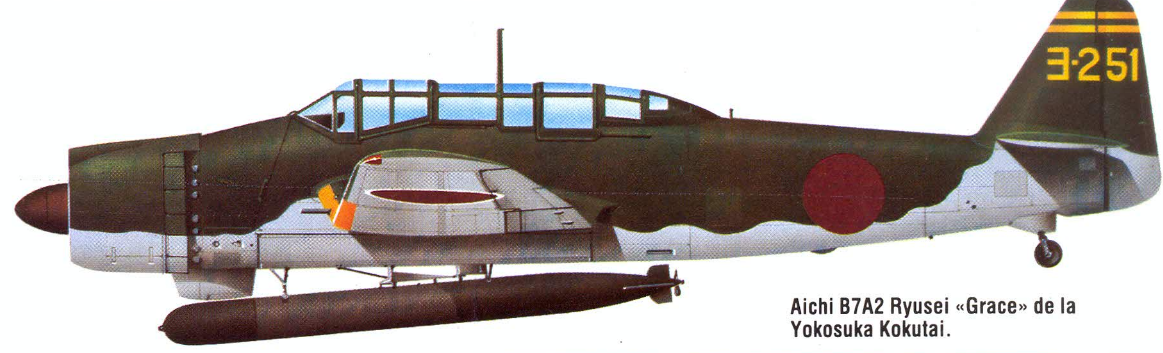
Planta motriz: un motor radial Nakajima NK9C Homare 12 de 1 825 hp

Prestaciones: velocidad máxima, a 6 550 m, 565 km/h; ascensión hasta 4 000 m en 6 min 55 seg; techo de servicio 11 250 m; autonomía máxima 3 040 km

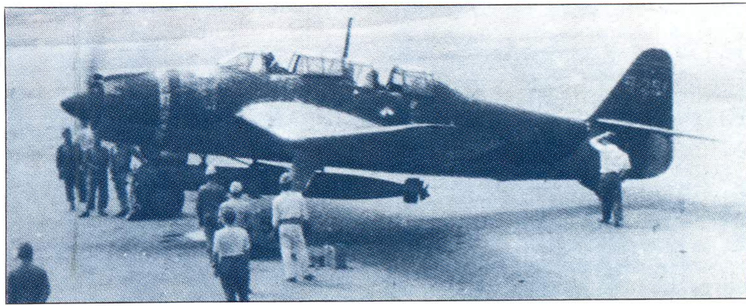
Pesos: vacío 3 810 kg; máximo en despegue 5 625 kg

Dimensiones: envergadura 14,40 m; longitud 11,49 m; altura 4,075 m; superficie alar 35,40 m^2

Armamento: (en las últimas series B7A2) dos cañones de 20 mm tipo 99 modelo 2 instalados en las alas y una ametralladora de 13 mm tipo 2 montada sobre soporte articulado situada en la parte posterior de la cabina, además de un torpedo de 800 kg, o carga similar de bombas



Aichi B7A2 Ryusei «Grace» de la Yokosuka Kokutai.



Aunque hubiera jugado un importante papel si la Armada Imperial Japonesa contara todavía con portaviones, el Aichi B7A apareció demasiado tarde y no pudo competir con el potencial aéreo de los Aliados (foto Koku Fan).

Aichi D1A

Historia y notas

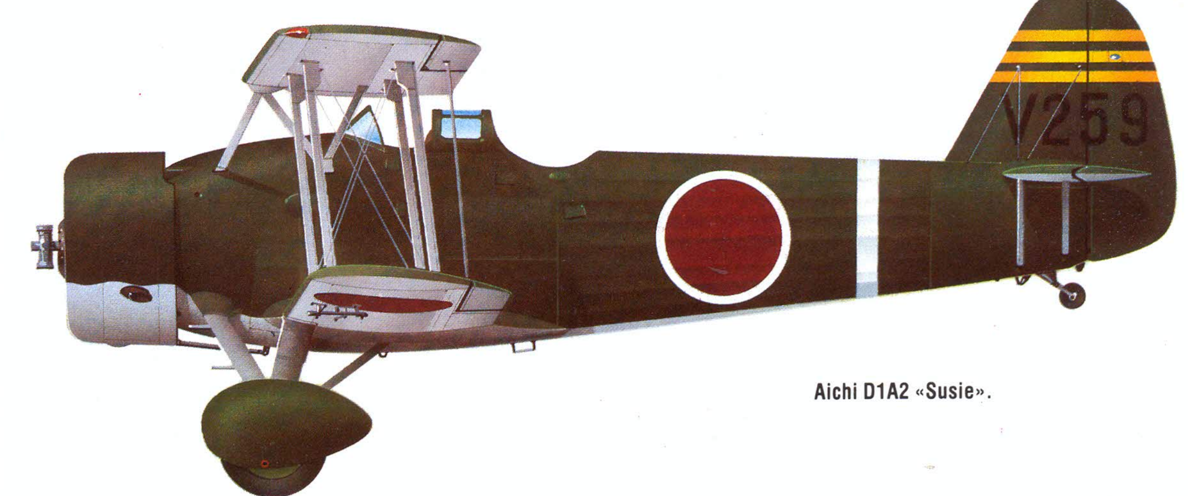
La Aichi Tokei Denki Kabushiki Kaisha, que se convertiría durante la II Guerra Mundial en una importante compañía proyectista y constructora de aviones, había sido fundada en Japón, en 1899, como fabricante de equipos eléctricos y de relojes. Inició la fabricación de aeroplanos en 1920, y se convirtió principalmente en suministradora de aviones navales aunque, antes de iniciarse la guerra, había producido ya algunos modelos civiles.

Al igual que otras muchas compañías japonesas, que se dedicaban inicialmente a la construcción de aviones bajo licencia, como primer paso para adquirir la experiencia que les permitiese la eventual creación de diseños propios, la Aichi estableció relaciones comerciales con la Ernst Heinkel Flugzeugwerke alemana. A principios de 1931, la Armada Imperial Japonesa convocó un concurso para bombardero en picado biplaza con base en portaviones, y la Aichi solicitó de la Heinkel que proyectara y construyera un avión que se ajustase a las especificaciones requeridas, y que fuese capaz de operar tanto con flotadores como con tren de aterrizaje. El prototipo **Heinkel He 50** resultante voló en verano de 1931 provisto de flotadores dobles. Una segunda versión, dotada de tren de aterrizaje, fue entregada a Aichi bajo la denominación para la exportación **He 66** y, a lo largo de las pruebas, la compañía empezó a modificar el modelo para ajustarlo con más exactitud a las especificaciones.

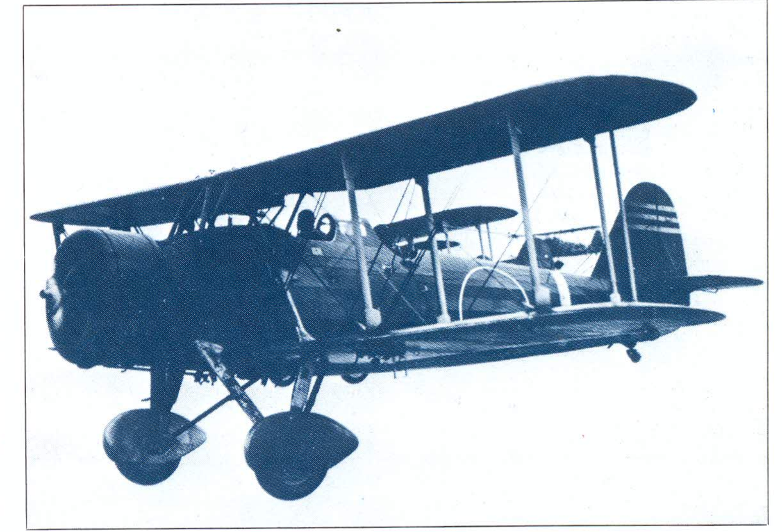
Básicamente, el He 66 era un biplano de dos cabinas, de construcción metálica con cubierta de tela. El empenaje arriostrado era de tipo convencional, y el tren de aterrizaje disponía de patín de cola fijo. Tal como había sido suministrado, estaba propulsado por un motor radial Siemens SAM-22B (Jupiter VI) de 490 hp. Las modificaciones llevadas a cabo por la Aichi consistieron en el reforzamiento del tren de aterrizaje, y en la instalación de un motor radial Nakajima Kotobuki 2 Kai 1 de 560 hp. Con esta disposición, el **Bombardero Aichi Especial** superó en las pruebas a los prototipos rivales de la Nakajima y la Yokosuka, y se inició su fabricación bajo la denominación **Bombardero para portaviones de la Armada tipo 94 (Aichi D1A1)**. Las unidades de serie, de las que se fabricaron 162, tenían cubierto el motor radial por medio de un anillo Townend, con otras modificaciones tales como la introducción de alas ligeramente en flecha, y la sustitución del patín de cola por una rueda de cola no orientable. Los últimos 44 disponían de motores Kotobuki 3 de 580 hp.

En 1936-37 apareció el modelo mejorado **Aichi D1A2 (Bombardero para portaviones de la Armada tipo 96)**, propulsado por motor radial Nakajima Hikari 1 más potente, que incorporaba, además, un carenado del motor NACA, ruedas carenadas y parabrisas mejorados. La fabricación en serie de esta versión alcanzó la cifra de 428 unidades. Ambas versiones entraron en acción durante el segundo conflicto Chino-Japonés; un D1A2 hundió el cañonero fluvial USS *Panay* en el río Yang-tse, el 12 de diciembre de 1937, durante la evacuación de Nankín, hecho que provocó un conflicto internacional.

Sólo una pequeña cantidad de D1A1 continuaban todavía en servicio, como unidades de entrenamiento,



Aichi D1A2 «Susie».



A pesar de haber sido un arma útil durante la guerra Chino-Japonesa, el Aichi D1A estaba obsoleto en el momento del ataque japonés contra los Aliados en el Pacífico.

al producirse el ataque japonés a Pearl Harbor, el 7 de diciembre de 1941. Cerca de 70 D1A2 se hallaban entonces en servicio como unidades de segunda fila; los aliados les designaban bajo el nombre en código de «Susie».

Especificaciones técnicas

Aichi D1A2
Tipo: bombardero en picado biplaza con base en portaviones
Planta motriz: un motor radial Nakajima Hikari 1 de 730 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 3 200 m, 310 km/h; velocidad de crucero, a 1 000 m, 220 km/h; trepada hasta los 3 000 m en 7 min 50 seg; techo de servicio 7 000 m; autonomía 930 km
Pesos: vacío 1 516 kg; máximo en despegue 2 610 kg
Dimensiones: envergadura 11,40 m; longitud 9,30 m; altura 3,41 m; superficie alar 34,70 m^2
Armamento: dos ametralladoras fijas y una articulada tipo 92 de 7,7 mm, además de una bomba de 250 kg y dos de 30 kg

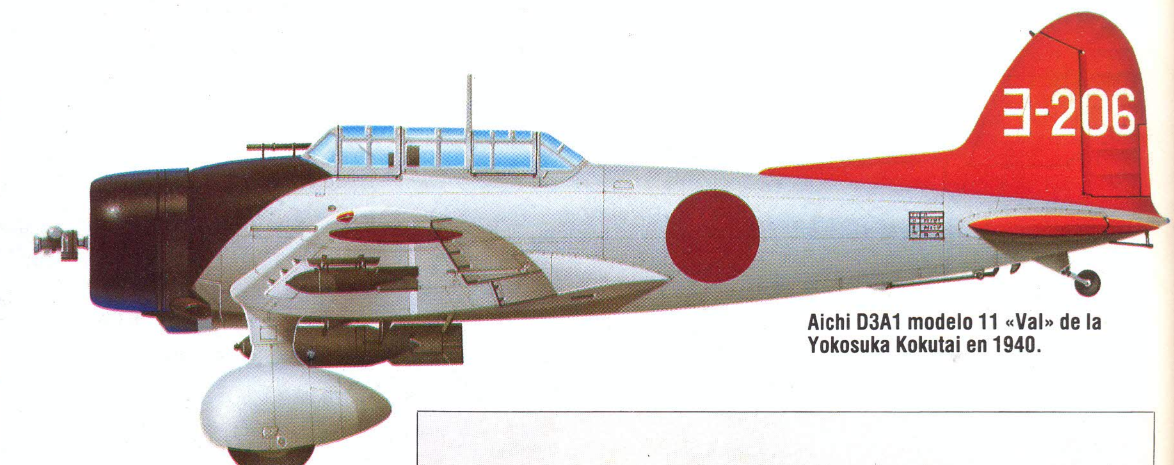
Aichi D3A

Historia y notas

Diseñado para superar al D1A, el **Aichi D3A** llegaría a ser mucho más conocido que su predecesor. Con una configuración de monoplano de ala baja, el prototipo tenía alas elípticas similares a las del Heinkel He 70, un empenaje convencional, y un fuselaje de sección circular. Su construcción era básicamente metálica en su totalidad. El tren de aterrizaje, no retráctil y dotado de rueda posterior, presentaba las patas provistas de un gran carenado aerodinámico; la planta motriz era el mismo motor radial Hikari 1 de 730 hp que había propulsado el D1A2. Las pruebas demostraron que el avión disponía de poca potencia propulsora, mostraba tendencia a efectuar un tonel súbito en los giros de pequeño radio, y sus frenos de picado resultaban ser inefectivos. Para subsanar estas anomalías el segundo prototipo incorporó ya modificaciones, entre las que se pueden citar la mayor envergadura alar, una diferente sección exterior del borde de ataque alar para eliminar el problema del tonel, frenos de picado reforzados, y un motor radial Mitsubishi Kinsei 3 de 840 hp. Con esta disposición demostró ser superior al Nakajima que contendía con él en este concurso, y en diciembre de 1939 se inició su fabricación bajo la denominación **Bombardero para portaviones de la Armada tipo 99 modelo 11 (Aichi D3A1)**.

El avión de serie se diferenciaba del prototipo por ser algo menor de envergadura alar, mejorando su estabilidad direccional al habérsele añadido un largo plano vertical dorsal. Su potencia fue incrementada nuevamente, con la introducción en los primeros modelos de serie de un motor Mitsubishi Kinsei 43 de 1 000 hp. Con esta disposición, el D3A1, finalizó sus pruebas sobre portaviones, y entró en servicio operacional con la Armada en China e Indochina. Un total de 129 bombarderos en picado de este tipo formaron parte de las fuerzas operativas que llevaron a cabo el ataque a Pearl Harbor, y fue una escuadrilla de D3A1 la que hundió el portaviones británico HMS *Hermes* y los cruceros HMS *Cornwall* y HMS *Dorsetshire* en abril de 1942.

Identificado por los aliados bajo el nombre en código «Val», su producción total fue de casi 1 500 D3A en diferentes versiones; de ellos, cerca de 201 unidades fueron fabricadas por Showa. Relegado a tareas de segunda línea durante la segunda mitad de la guerra del Pacífico, este tipo de avión se mantuvo no obstante en servicio desde el principio hasta el fin del conflicto, sirviendo en las últimas fases de la guerra en funciones de *kamikaze* y de entrenamiento.


Aichi D3A1 modelo 11 «Val» de la Yokosuka Kokutai en 1940.

Aunque en los inicios de la II Guerra Mundial el Aichi D3A fue un arma eficaz, pronto se convirtió en obsoleto dadas sus limitadas prestaciones.

Variantes

Aichi D3A1 modelo 12: prototipo de una versión mejorada, dotada de un motor Mitsubishi Kinsei 54 de 1 300 hp, con mayores depósitos de combustible, techo de la cabina posterior mejorado y buje carenado en la hélice (sólo se construyó un ejemplar)
Aichi D3A2 modelo 22: versión de serie del anterior; máxima velocidad, a 6 200 m, 430 km/h; techo de servicio 10 500 m; peso vacío 2 570 kg, y peso máximo en despegue 3 800 kg (se construyeron en total 1 016 unidades)
Aichi D3A2-K: versión de entrenamiento, por conversión de los modelos D3A1/2

Especificaciones técnicas

Aichi D3A (últimos ejemplares de producción)
Tipo: bombardero en picado biplaza con base en portaviones o en tierra
Planta motriz: un motor radial Mitsubishi Kinsei de 1 070 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 3 000 m, 385 km/h; velocidad de crucero, a 3 000 m, 295 km/h; trepada hasta los 3 000 m en 6 min 25 seg; techo de servicio 9 300 m; autonomía 1 470 m
Pesos: vacío 2 408 kg; máximo en despegue 3 650 kg
Dimensiones: envergadura 14,365 m; longitud 10,195 m; altura 3,847 m; superficie alar 34,90 m^2
Armamento: dos ametralladoras tipo 97 de 7,7 mm de fuego frontal y una ametralladora tipo 92 de 7,7 mm sobre soporte articulado situada en la cabina posterior, además de una carga ofensiva consistente en una bomba de 250 kg y dos de 60 kg

Aichi E 11A

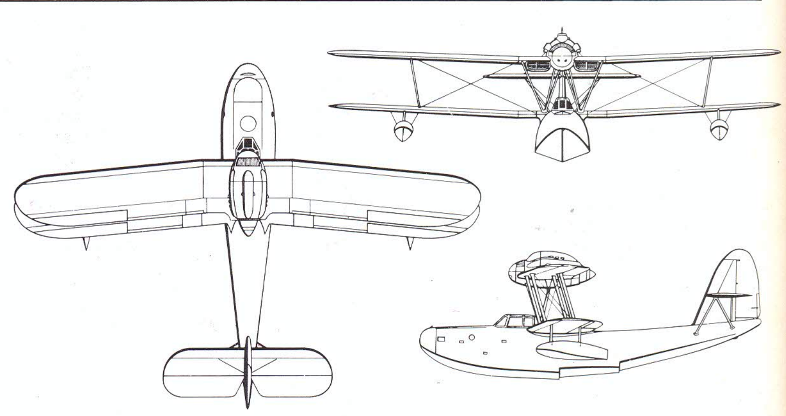
Historia y notas

El Aichi E11A1, hidroavión para reconocimiento nocturno, conocido por los Aliados por el nombre en código de «Laura», realizó su primer vuelo en forma de prototipo en junio de 1937. Compitiendo contra el Kawanishi E11K1, demostró ser capaz de unas prestaciones superiores, por lo que se inició su fabricación bajo la denominación **Hidroavión de reconocimiento nocturno de la Armada tipo 98**. Con una configuración de biplano, su casco de dos redientes disponía de una cola arriostrada, con el empenaje y los timones de profundidad situados a la mitad de la deriva. Tenía previsto acomodo para tres tripulantes, más un puesto al aire en proa, que podía ser utilizado para las maniobras en el agua, como amarrar a una boya, y también para la instalación eventual de una ametralladora de defensa. Para aumentar su estabilidad en el agua se habían montado flotadores de balance, debajo y cerca de cada una de las puntas del plano inferior. La planta motriz consistía en un motor de cilindros en línea Hiro tipo 91 modelo 22, montado en la sección central del plano superior, que propulsaba una hélice provista de buje carenado.

La producción total del E11A1 alcanzó la cifra de sólo 17 aparatos, que jugaron un papel muy limitado en las primeras fases de la guerra.

Especificaciones técnicas

Tipo: hidroavión para reconocimiento nocturno
Planta motriz: un motor en línea Hiro tipo 91 modelo 22 de 620 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 2 400 m, 215 km/h; velocidad de crucero 130 km/h; trepada hasta los 3 000 m en 18 min 30 seg; techo de servicio 4 425 m; autonomía 1 945 km
Pesos: vacío 1 927 kg; máximo en despegue 3 300 kg
Dimensiones: envergadura 14,50 m; longitud 10,70 m; altura 5,50 m
Armamento: una ametralladora tipo 92 de 7,7 mm sobre soporte articulado, montada en la cabina de proa


El Aichi E11A fue un oscuro hidroavión de reconocimiento conocido por los aliados por el nombre en código de «Laura», construido en series limitadas durante 1941 y 1942.